

НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ УКРАЇНИ
„Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського”

ФАКУЛЬТЕТ ЕЛЕКТРОНІКИ
КАФЕДРА ПРОМИСЛОВОЇ ЕЛЕКТРОНІКИ

„На правах рукопису”
УДК 621.314

До захисту допущено
Завідувач кафедри

_____ Ю.С. Ямненко _____
(підпис) (ініціали, прізвище)

„_____” _____ 2018р.

МАГІСТЕРСЬКА ДИСЕРТАЦІЯ

зі спеціальності 171 Електроніка
(код та назва напрямку підготовки або спеціальності)

на тему Система прогнозування можливості обледеніння повітряного судна

Виконав: студент 6 курсу, групи ДС-61м

Поліщук Артем Вячеславович _____
(прізвище, ім'я, по батькові) (підпис)

Науковий керівник к.т.н.Тодоренко В.А.

(посада, вчене звання, науковий ступінь, прізвище та ініціали) (підпис)

Консультант:

_____ (назва розділу) _____ (вчені ступінь та звання, прізвище, ініціали) _____ (підпис)

Рецензент к.т.н. доцент Михайлов С.Р.

(посада, вчене звання, науковий ступінь, прізвище та ініціали) (підпис)

Засвідчую, що у цьому дипломному проекті
немає запозичень з праць інших авторів без
відповідних посилань

Студент _____
(підпис)

Київ – 2018 року

Національний технічний університет України
“Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського”

Факультет електроніки
(повна назва)

Кафедра промислової електроніки
(повна назва)

Освітньо-кваліфікаційний рівень магістр

Напрямок підготовки _____
(шифр і назва)

Спеціальність 171 Електроніка
(шифр і назва)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

Ю.С. Ямненко _____
(прізвище ініціали) (підпис)

« ____ » _____ 20__ року

З А В Д А Н Н Я
НА МАГІСТЕРСЬКУ ДИСЕРТАЦІЮ СТУДЕНТУ

Поліщука Артема Вячеславовича
(прізвище, ім'я, по батькові)

1. Тема дисертації: «Система прогнозування можливості обледеніння повітряного судна»

Науковий керівник: доц., к.т.н., Тодоренко Віктор Агафонович,
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

затверджені наказом по університету від «09» лютого 2018 року № 691-с

2. Строк подання студентом дисертації _____

3. Об'єкт дослідження: фізика процесів кригоутворення на поверхні повітряного судна.

4. Предмет дослідження: є засоби прогнозування процесу обледеніння повітряного судна.

5. Перелік питань, які потрібно розробити: аналіз існуючих засобів систем запобігання обмерзанню повітряного судна; формування статичної і динамічної математичних моделей; моделювання критичних станів обледеніння повітряного судна; моделювання динамічних процесів обледеніння повітряного судна; прогнозування процесу кригоутворення на повітряному судна; програмна і апаратна реалізація системи прогнозування обледеніння; розробка програмного забезпечення для системи прогнозування як по поточним даним так і по прогнозу .

6. Перелік ілюстративного матеріалу _____

7. Перелік публікацій: J. Yamnenko, T. Tereshchenko, Y. Khokhlov, O. Bondarenko and A. Polishuk, "Data transmission with code division based on transform in rotating coordinates," 2017 IEEE 58th International Scientific Conference on Power and Electrical Engineering of Riga Technical University (RTUCON), Riga, 2017, pp. 1-6. doi: 10.1109/RTUCON.2017.8124839

8. Консультанти розділів проекту

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
Розділ 1-5	Тодоренко В.А.	01.09.2017	01.09.2017

9. Дата видачі завдання _____

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів виконання дипломного проекту	Строк виконання етапів проекту	Примітка
1.	Огляд існуючих систем запобігання обледеніння повітряних суден, та датчиків обледеніння	01.09.17-01.11.17	
2.	Розробка статичної математичної моделі процесу обледеніння повітряного судна	01.11.17-01.01.18	
3.	Розробка на базі статичної математичної моделі, динамічної моделі процесу обледеніння повітряного судна	01.02.18-01.03.18	
4.	Розробка алгоритму прогнозування процесу криго утворення та сигналізування	01.03.18-01.04.18	
5.	Розробка схеми принципової і написання програмного забезпечення	01.05.18-13.05.18	
6.	Написання стартап проекту	14.05.18-21.05.18	

Студент

_____ (підпис)

_____ (прізвище та ініціали)

Науковий керівник проекту

_____ (підпис)

_____ (прізвище та ініціали)

АНОТАЦІЯ

Магістерська дисертація містить 106 сторінки друкованого тексту, 42 джерела літератури.

Метою роботи є система захисту від обледеніння повітряного судна на основі моделювання процесу та умов кригоутворення в статичних та динамічних режимах та розробки відповідного приладу.

Поставлені у роботі задачі вирішувалися шляхом проведення теоретичних та експериментальних досліджень. Використано основні положення теорії електричних кіл, апарат математичного аналізу. Також застосовувались сучасні програмні засоби комп'ютерного моделювання динамічного і статичного процесу кригоутворення ANSYS, разом із розширенням FENSAP-ICE. А також програмний пакет графічного дизайну Catia V5.

В результаті виконаної роботи отримано розрахункові формули та побудовані математичні моделі для статичного і динамічного процесу кригоутворення на повітряному судні, а також адаптовано динамічну модель для прогнозу процесу кригоутворення.

Побудовано прототип системи захисту повітряного судна від обледеніння з можливістю прогнозування та проведено її тестування з крилом літального апарату в аеродинамічній трубі.

Основні наукові положення дисертації викладено в науковій роботі, яку було опубліковано в закордонному виданні англійською мовою та представлено на конференції «58th International Scientific Conference on Power and Electrical Engineering of Riga Technical University (RTUCON)».

Результати виконаних досліджень впровадженні в ТОВ «Softex Invest Aero» при виконанні ініціативної дослідницької роботи по розробці системи захисту і прогнозування обледеніння.

SUMMARY

The master's dissertation contains 106 pages of printed text, 42 sources of literature.

The aim is to operate anti-icing systems based on simulation of the process and conditions of ice formation in static and dynamic regimes and the development of the appropriate instrument.

The tasks put in the work were solved by carrying out theoretical and experimental researches. The basic provisions of the theory of electric circuits, the apparatus of mathematical analysis are used. In addition, modern software tools for computer simulation of the dynamic and static process of ice formation ANSYS, along with the expansion of FENSAP-ICE, were used. Also, the Catia V5 software package for graphic design.

As a result of the work, the calculated formulas and mathematical models for the static and dynamic ice formation process on the aircraft were constructed, and a dynamic model for predicting the ice formation process was adapted.

The prototype of the aircraft protection system from icing with possibility of forecasting was constructed and its testing with the wing of the aircraft in an aerodynamic tube was carried out.

The main scientific provisions of the thesis are presented in the scientific work, which was published in the foreign publication in English and presented at the conference "58th International Scientific Conference on Power and Electrical Engineering of Riga Technical University (RTU-EE)".

The results of implemented research implementation at Softex Invest Aero LLC during the implementation of the research work on the development of a system for protection and prediction of icing.

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

ПС – повітряне судно

ЗЧО – зона чуттєва до обledenіння

ЛА – літальний апарат

ПО – програмне забезпечення

ЗМІСТ

ВСТУП.....	9
1. ОГЛЯД ІСНУЮЧИХ ЗАСОБІВ СИСТЕМ ЗАПОБІГАННЯ ОБМЕРЗАННЮ ПОВІТРЯНОГО СУДНА	12
1.1 Класифікація систем запобігання обмерзанню	12
1.1.1 Пневматичні системи запобігання обмерзанню	12
1.1.2 Повітро-теплові системи запобігання обмерзанню	14
1.1.3 Електротермічні (електротеплові) системи запобігання обмерзанню	16
1.1.4 Інші можливі системи запобігання обмерзанню	19
1.2 Огляд та класифікація причин які викликають обмерзання ...	20
1.2.1 Умови виникнення обледеніння повітряного судна	21
1.3 Огляд метеорологічних умов виникнення обледеніння повітряного судна.....	26
1.4 Огляд програмних засобів моделювання	31
Висновки по першому розділу	35
2. МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ УТВОРЕННЯ І УМОВ ОБЛЕДЕНІННЯ ПОВІТРЯНОГО СУДНА	36
2.1 Формування математичної моделі	36
2.2 Статична математична модель обледеніння	41
2.3 Динамічна математична модель обледеніння	49
Висновки по другому розділу	53
3. МОДЕЛЮВАННЯ І ПРОГНОЗУВАННЯ ОБЛЕДЕНІННЯ...	55
3.1 Моделювання критичних станів обледеніння крила ПС	55
3.2 Моделювання динамічних процесів обледеніння крила ПС...	62
3.3 Прогнозування умов обледеніння	67
Висновки по третьому розділу	68
4. ПРОГРАМНА І АПАРАТНА РЕАЛІЗАЦІЯ СИСТЕМИ ПРОГНОЗУВАННЯ ОБЛЕДЕНІННЯ.....	70
4.1 Функціональні та структурні властивості системи прогнозування та захисту від обледеніння.....	70
4.2 Апаратна реалізація системи	73
4.2 Алгоритм програми мікроконтролера системи прогнозування та захисту від обледеніння	77
4.2.1 Обробка даних в програмі.....	81

4.3	Визначення місця розміщення датчика об'єднання	82
	Висновки по четвертому розділу.....	90
5.	РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП ПРОЕКТУ	91
5.1.	Опис ідеї проекту	93
5.2.	Технологічний аудит ідеї проекту.....	94
5.3.	Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту.....	94
	Висновки по п'ятому розділу	97
	ВИСНОВКИ	98
	СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	100
	ДОДАТОК А. СХЕМА ЕЛЕКТРИЧНА ПРИНЦИПОВА	
	ДОДАТОК Б. ЛІСТИНГ ПРОГРАМНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ	
	ДОДАТОК В. ОРІЄНТАЦІЙНІ РЕЗУЛЬТАТИ МОДЕЛЮВАННЯ	
	ДОДАТОК Г. АКТ ВПРОВАДЖЕННЯ	
	РЕФЕРАТ	

ВСТУП

Актуальність теми. У зв'язку з обледенінням відбуваються катастрофи що підтверджуються останніми даними за участі таких повітряних суден як Ту-154 і Ан126 і лише минулого року зафіксовано 29 катастроф, за участі процесів обледеніння, і тому є актуальною задача дослідження процесу обледеніння ПС та розробки засобів сповіщення прогнозування.

Роботи присвячені процесам кригоутворення і фізики їх виникнення, в основу яких закладені рівняння Нав'є – Стокса, займались такі професори як А. М. Боровіков, І. І. Гайворонський, Є. Г. Зак, В. В. Костарєв, І. П. Мазин, В.Є. Минервин, А.Х. Хриган, С. М. Шметер, В. І. Блохіна, А. А. Приходько, С. В. Олексієнко.

Проблема ускладняється тим, що математична модель дуже громіздка і може зайняти багато часу для обрахунку, так яка вона базується на рівняннях Рівняння Нав'є — Стокса, слідуючи з цього процес обледеніння може зайняти досі секунди і треба реагувати максимально швидко. Тому актуальною є задача розробка даного пристрою і розробка принципово нового алгоритму і математичної моделі для прогнозування процесу утворення криги.

Мета роботи. є розвиток систем захисту від обледеніння ПС на основі моделювання процесу та умов кригоутворення в статичних та динамічних режимах та розробки відповідного приладу.

Для досягнення мети розглядалися наступні задачі:

- огляд систем запобігання обледеніння;
- дослідження систем запобігання обледеніння;
- порівняння систем запобігання обледеніння;
- розробка математичної моделі для інтегрування в середовище ANSYS;
- моделювання статичного і динамічного процесу обледеніння;

- розробка програмного забезпечення.

Наукова новизна отриманих результатів полягає в наступному:

1. На основі диференційних рівнянь Нав'є – Стокса для ідеальних рідин побудована математична модель, що дала можливість визначати критичні стани обледеніння в статичному та динамічному режимах роботи.
2. На базі отриманих результатів моделювання динамічних режимів роботи вперше показано можливість прогнозу обледеніння.
3. Вперше на основі аналізу математичної моделі фізики кригоутворення визначено шляхи боротьби із обледенінням повітряних суден, що дало можливість збільшити безпечність повітряних суден.

Об'єктом дослідження є фізика процесів кригоутворення на поверхні повітряного судна.

Предметом дослідження є засоби прогнозування процесу обледеніння повітряного судна.

Методи дослідження. При розв'язанні поставлених у роботі завдань для створення системи прогнозування можливості обледеніння повітряного судна використано чисельні методи, теорію електричних кіл; для створення математичних моделей фізики процесів кригоутворення було використано диференційні рівняння Нав'є – Стокса для ідеальних рідин, моделювання процесу кригоутворення на поверхні повітряного судна проводилось в на персональному комп'ютері за допомогою спеціального пакету ANSYS, FENSAP-ICE.

Практичне значення отриманих результатів:

1. Запропонована методика розрахунку статичних режимів кригоутворення крила повітряного судна, яка дозволила визначити критичні зони для розвитку обледеніння.
2. Запропонована методика розрахунку динамічних режимів кригоутворення крила повітряного судна, яка дозволила визначити вплив базових факторів польоту ПС на розвиток обледеніння.

3. Результати моделювання процесу кригоутворення в тривалому часі показало можливість виникнення катастрофи в наслідок невчасного сповіщення про обледеніння, що підтверджує доцільність використання запропонованої системи прогнозування можливості обледеніння повітряного судна.

4. Запропонована система сповіщення, контролю, прогнозу та керування системою СЗО, дає можливість керувати ПС в реальному часі.

Особистий внесок здобувача. Викладені в дисертаційній роботі наукові положення та результати отримані автором особисто. Автору належать обґрунтування задачі, проведення досліджень, аналіз і обробка результатів, висновки за отриманими результатами, а саме: на підставі математичної моделі фізики кригоутворення, побудовано модель обледеніння повітряного судна. Проведено моделювання динамічного і статичного процесу обледеніння повітряного судна, показана можливість прогнозування процесу обледеніння ще до його утворення. Робота написана автором особисто.

Апробації роботи. Основні положення дисертації обговорювались на Міжнародній науково-технічній конференції «58th International Scientific Conference on Power and Electrical Engineering of Riga Technical University (RTUCON)»

Публікації. J. Yamnenko, T. Tereshchenko, Y. Khokhlov, O. Bondarenko and A. Polishuk, "Data transmission with code division based on transform in rotating coordinates," 2017 IEEE 58th International Scientific Conference on Power and Electrical Engineering of Riga Technical University (RTUCON), Riga, 2017, pp. 1-6. doi: 10.1109/RTUCON.2017.8124839

Структура та обсяг дисертації. Дисертація складається зі вступу, чотирьох розділів, висновку та списку використаних джерел із 43 найменувань. Загальний обсяг 117 сторінок, у тому числі 106 сторінок основного тексту, 44 рисунків та 26 таблиць.

1. ОГЛЯД ІСНУЮЧИХ ЗАСОБІВ СИСТЕМ ЗАПОБІГАННЯ ОБМЕРЗАННЮ ПОВІТРЯНОГО СУДНА

1.1 Класифікація систем запобігання обмерзанню

Для захисту повітряних суден від обмерзання найбільшого поширення набули теплові системи. Залежно від джерел енергії вони поділяються на повітряно-теплові та електротеплові. У перших використовують теплову енергію повітря, що відбирається від компресора двигуна. Чим вище температура і тиск повітря за компресором, тим ефективніше працюють ці системи. У разі невеликої витрати повітря через двигун (ПД, ТВД) гаряче повітря може бути отримане за допомогою теплообмінників, що обігріваються виходять газами [1,5].

Системи захисту обледеніння можуть бути постійної дії і циклічні. Системи постійного дії не допускають утворення льоду на захищених поверхнях. Вони застосовуються для запобігання від обмерзання повітря-забірників двигунів і деталей, розташованих в повітря-забірному каналі, скупчення льоду на яких і подальше його видалення може порушити нормальну роботу двигуна. Системи циклічної дії періодично скидають утворену кригу на захищених поверхнях [2].

1.1.1 Пневматичні системи запобігання обмерзання

Пневматичні колодки або "черевики" зазвичай виконують із шарів з синтетичного каучуку, з однією або декількома повітряними камерами між шарами. Якщо використовують декілька камер, вони зазвичай мають форму смужок вздовж довгої сторони «черевика». Його зазвичай розташовують по передній кромці крил літака і стабілізаторів. Камери швидко наповнюються повітрям і звільнюються, або одночасно, або по черзі в заданому порядку. Швидка зміна форми «черевика» створена для того, аби розірвати адгезійний шар між льодом і покриттям з каучуку, що дозволяє льоду відпасти за вітром,

що створюється довкола літака під час руху [3-6]. Однак, лід повинен уходити без затримок із передніх поверхонь, оскільки він може намерзати позаду від захищених зон. Повторне замерзання льоду таким чином було фактором, що спричинив катастрофу літака American Eagle Flight 4184.

Деякі ранні конструкції пневматичних черевиків стали причиною появи явища, відомого як льодяне перекривання. Якщо лід не накопичувався так щоб мати достатню товщину і ламкість, рухомий лід міг утворювати форму, так що ставав недосяжним для рухомих секцій колодок. Ця проблема зазвичай вирішується збільшенням швидкості дії надування/здування, і шляхом чергування інтервалів надування/здування сусідніх камер [8].

Такі пневматичні системи найбільш застосовані для літаків, що мають малу і середню швидкість руху, особливо для тих, що не мають механізації на передній частині крила. Тому, така система найчастіше зустрічається на турбо-гвинтових літаках таких як Saab 340, Embraer EMB 120 Brasilia, і British Aerospace Jetstream 41. Пневматичні системи (рис.1.1) антиобмерзання іноді зустрічаються на більших літаках, і менших турбоджетах таких як Cessna Citation V, та на деяких більш старших турбоджетах. Такі пристрої рідко використовуються в сучасних літаках. Цей пристрій був винайдений компанією Goodrich Corporation (до того відомою під назвою B.F. Goodrich) в 1923.

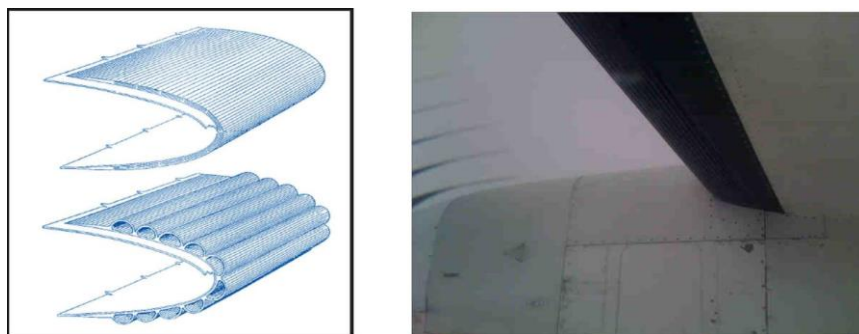


Рис. 1.1 Пневматична СЗО

1.1.2 Повітро-теплові системи запобігання обмерзанню

У цій системі передбачено підведення гарячого повітря від компресора в кільцеву камеру, розташовану на глибині 200-250 мм в шкарпетці повітрозабірника. Камера відокремлена від підкапотного простору двигуна герметичній перегородкою. При відкритті заслінки гаряче повітря надходить в камеру. Пройшовши по кільцевому каналу, повітря викидається в підкапотний простір. Для створення рівномірного температурного поля підведення гарячого повітря в кільцеву камеру може здійснюватися в декількох точках по колу. Зниження температури і збільшення кількості повітря, що поступає забезпечуються ежектором, за допомогою якого відбувається підсос повітря з підкапотного простору, змішання його з повітрям, що поступає від компресора, і подача в обігрівуються порожнини. Для захисту від обмерзання елементів конструкції, розташованих у вхідному тракті двигуна (обтічник, лопатки вхідного направляючого апарату, повітророзподільну перегородки і т.д.), Використовується повітря, що відбирається від компресора двигуна. У розглянутій схемі гаряче повітря по трубопроводу надходить всередину лопаток направляючого апарату (схема циркуляції повітря в лопатках, обігріває їх, а потім підходить до передньої частини обтічника. Далі по кільцевому каналу, освіченій зовнішньою стінкою і внутрішнім дефлектором, повітря проходить уздовж обтічника і викидається через отвори у вхідній канал двигуна [1-11].

Обігрів лопаток направляючого апарату може проводитися і у такий спосіб. Тут повітря по спеціальним отворах через одну із ступенів компресора направляється у внутрішню порожнину ротора двигуна, а потім через отвори в діафрагмах дисків проходить в порожнину. З цієї порожнини повітря підходить до нижніх цапф лопаток, проходить по внутрішньому каналу в тілі лопатки, а потім через отвори у верхній її частині виходить в повітряний тракт двигуна див. рис. 1.2.

До недоліків повітряно-теплових систем необхідно віднести їх незначну ефективність при роботі двигунів на режимах, близьких до режиму малого газу, через зниження витрат і температури повітря. Особливо це відноситься до двигунів з низьким ступенем підвищення тиску. Крім того, при включенні повітряно-теплової системи зменшується потужність (тяга) і підвищується температурний режим двигуна, збільшується питома витрата палива. Для ТРД зменшення тяги майже прямо пропорційно кількості відбирається повітря. ТВД більш чутливий до відбору повітря: на 1% відбирається системою повітря доводиться зниження потужності ТВД на 1,5-2% і погіршення економічності на 1-1,5%. Максимальна кількість повітря, яке може бути відібрано від двигунів, не повинно перевищувати для ТРД - 12%, для ДТРД - 7%, і для ТВД - 5% [37-43].

Застосування повітряно-теплової системи доцільно для повітрязабірників з радіусами заокруглень вхідних кромek більше 6-8 мм.

При гострих шкарпетках надзвукових повітрязабірників ці системи стають малоефективними, що викликає необхідність переходу до електротеплового СЗО.

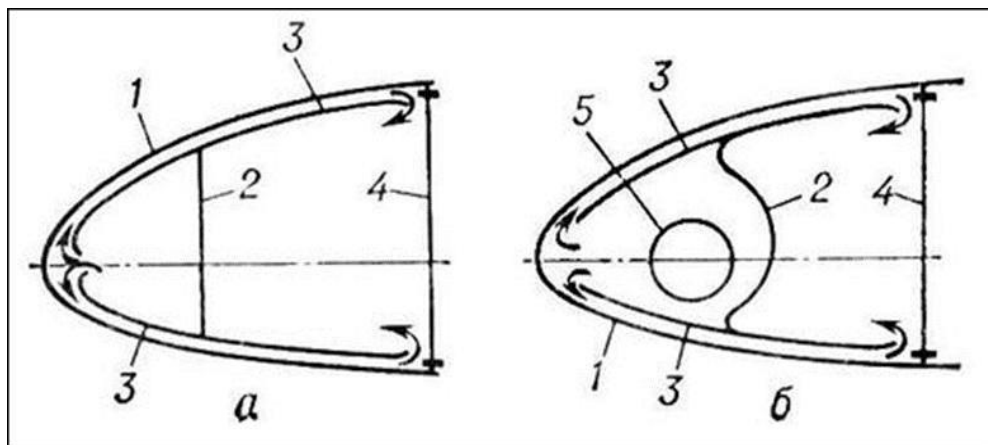


Рис. 1.2 Схема повітряно-теплого підігріву профіля ПС
1 – обшивка ПС; 2 – стінка профіля; 3 – гофрована поверхня; 4 – ланжерон; 5 – розподільна трубка

1.1.3 Електротермічні (електротеплові) системи запобіганню обмерзанню

В електротермічних системах див. рис. 1.3 використовують резистивні кола, сховані в конструкції планера, і генерують тепло при подачі на них електричного струму. Тепло може вироблятися безперервно аби захистити літак від обмерзання (режим анти-лід), або періодично аби розтопити лід коли він з'являється на основних поверхнях (de-ice). Друга операція зазвичай обирається через низьку споживану потужність в порівнянні з попередньою, оскільки системі необхідно лише розтопити шар льоду, який контактує з поверхнею, аби вітер убрав за собою решту льоду.

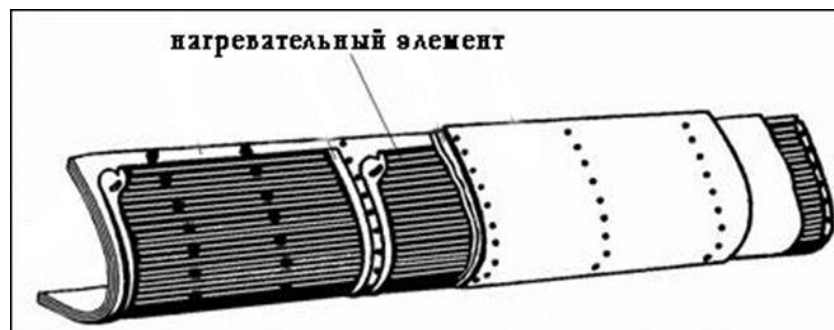


Рис. 1.3 Приклад реалізації електро-термічної СЗО

Літак Boeing 787 Dreamliner є прикладом комерційного літака, який використовує електро-термічну систему захисту від обмерзання, яку поставляє GKN Aerospace. В даному випадку, резистивний нагрівальний контур вбудований в середині скляної і карбонової композитної структури крила. Компанія Boeing стверджує, що така система використовує в двічі менше енергії ніж традиційні системи відводу повітря (що нагрівається двигунами), і що опір та шум також зменшується [37-40].

В літаках, що мають металеву обшивку, нагрівальні кола із травленої в метал фольги з'єднуються із внутрішньою частиною обшивки. Такий підхід дозволяє потенційно зменшити споживання енергії на нагрівання, в порівнянні із вбудованими колами завдяки можливості працювати при значно більшій щільності потужності.

Відомою електричною системою запобігання обмерзанню для загальної авіації є Thermawing. Вона використовує гнучку, електропровідну, графітову фольгу, що прикріплюється до передньої кромки крила. Електричний обігрівач нагріває фольгу і розтоплює лід.

Нові версії таких системи застосовують покриття із карбоновими нанотрубками. Тонкий філамент скручується в рулони, і утворює плівку товщиною в 10 мікрон, що еквівалентно листу паперу А4. Плівка погано проводить електрику, із-за повітряних зазорів між трубками. Замість того, поява струму призводить до майже миттєвого підвищення температури. Вона нагрівається в двічі швидше ніж ніхром, нагрівальний елемент який вибирають для систем запобігання обмерзанню під час польоту, це дозволяє використовувати вдвічі менше енергії при одній десятитисячній ваги. Кількість матеріалу, якого вистачить аби покрити крила аеробуса матиме вагу 80 grams (2.8 oz). Матеріал коштує приблизно від 1% ціни ніхрома. Нагрівачі з аерогелем можуть працювати безперервно при малій потужності, аби запобігати утворенню льоду [38].

Електротеплові системи не мають недоліків, властивих повітряно-тепловим. Незважаючи на це, вони тривалий час не знаходили застосування через необхідність значних за потужністю джерел електричної енергії.

Ці системи складаються з нагрівальних елементів, програмного механізму, джерел енергії, контакторів і електропроводки [40].

Нагрівальний елемент зазвичай виконують у вигляді тонкої, що укладається по секціях металевої фольги, струмопровідних лаків, стрічкових нагрівачів, виготовлених напиленням і ізольованих епоксидною смолою, дротів, або у вигляді струмопровідного шару гуми. Ці елементи, розташовані між шарами ізоляції, називають нагрівальними пакетами. Для захисту від механічних пошкоджень і ерозії пакет після закріплення на захищається від обмерзання поверхні закривають зовні накладкою.

Конструкція нагрівального пакета дозволяє отримати найбільш вигідний розподіл енергії по обігрівачу профілем, а також дає можливість,

змінюючи товщину шарів ізоляції, направити потік тепла в потрібному для обігріву напрямку. Електро-теплого система володіє більш високим коефіцієнтом використання тепла. Розподільна енергія практично не залежить від режимів роботи двигуна, висоти і швидкості польоту, температури навколишнього повітря. Крім того, систему можна встановити на будь-яких за розмірами і формою частинах силової установки. Ці системи застосовують для захисту від обмерзання повітряних гвинтів і надзвукових повітрозабірників.

Вони живляться від генераторів постійного або змінного (бажано трифазного) струму. З точки зору простоти конструкції кращої є система постійного струму, однак питома вага її значно більше (на одиницю потужності).

Електро-теплові системи можуть бути постійно або періодично (циклічно) нагріваються. Циклічні системи дозволяють льодоутворення в допустимих межах і повинні забезпечувати повне видалення льоду за один цикл. Системи з постійним нагрівом застосовують зазвичай для захисту агрегатів, що вимагають невеликої потужності, або там, де за умовами роботи на захищаються поверхнях не допускається льодоутворення (наприклад, повітро-забірники двигунів) [39-41].

При циклічному нагріванні вся захищається від обмерзання поверхню ділиться на кілька секцій, що складаються з нагрівальних пакетів. Кожна секція за допомогою спеціального пристрою (програмного механізму) на деякий час підключається до джерел енергії, а потім нагріти припиняється. При такому нагріванні значно економиться електрична енергія, так як на режимі охолодження на поверхні, що захищається утворюється невеликий шар льоду, різко зменшує зняття тепла з поверхні потоком, що набігає повітря.

При циклічному обігріві енергія витрачається на танення тільки незначної частини льоду, необхідної для порушення зчеплення відклався льоду з поверхнею, що захищається. Надалі відталений лід несеться потоком,

що набігає повітря. Лід повинен скидатися досить швидко. Ця умова особливо строго необхідно виконувати для повітряних гвинтів ТВД або ПД, так як обмерзання лопатей призводить до збільшення їх опору і зниження несучих властивостей. Крім того, асиметричне скидання льоду призводить до розбалансування гвинта і збільшення вібрацій. Для швидкого і повного скидання льоду з лопатей необхідно застосовувати досить великі питомі потужності при можливо меншому часу обігріву. За умови одночасного скидання льоду по всій довжині лопаті бажано питому потужність обігріву змінювати від максимального значення біля кореня до мінімального на кінці лопаті [30].

1.1.4 Інші можливі системи запобігання обмерзанню

Для захисту силових установок від обмерзання, крім зазначених вище, можуть застосовуватися такі теплові системи:

- з обігрівом захищаються поверхонь маслом. Цей спосіб аналогічний обігріву гарячим повітрям, проте конструктивно значно складніше. У теперішній час він застосовується для захисту від обмерзання окремих елементів ТВД (наприклад, ребер лобового картера). Система не знаходить широкого поширення внаслідок обмеженого запасу теплової енергії;
- з обігрівом лопаток ротора компресора двигуна вихровими струмами (струмами Фуко). Система може бути застосована в разі сталевих лопаток і деяких конструктивних змін ступенів компресора.

На деяких типах літальних апаратів для захисту повітряних гвинтів від обмерзання застосовують рідинну СЗО, засновану на принципі змочування поверхонь, схильних до обмерзання, спеціальними рідинами. Деякі з цих рідин перешкоджають зчепленню крапель води і кристалів льоду з поверхнею, що захищається, інші розчиняють кристали льоду, утворюючи склад з більш низькою температурою замерзання, ніж температура зовнішнього повітря. Зазначений спосіб захисту внаслідок істотних недоліків

(велика витрата рідини, мала ефективність через неповне змочування поверхонь, що захищаються, пожежна небезпека) не набув широкого поширення.

Для захисту від обмерзання обертових деталей силової установки (наприклад, повітряних гвинтів) розробляють спеціальні кремнійорганічні сполуки, які мають невелику силу зчеплення з льодом. Завдяки цьому крижана кірка, досягаючи певної товщини, скидається з поверхонь, що захищаються відцентровою силою. Передбачається, що і на нерухомих поверхнях літального апарату (крило, хвостове оперення і т. д.) За допомогою зазначених покриттів в комбінації з підігрівом можна досягти зниження потрібної потужності теплових систем.

При виборі типу СЗО необхідно враховувати її вагу, можливість конструктивного виконання нагрівального пакета на поверхні, що захищається, його переваги по відношенню до інших типів пакетів, можливість найбільш економного використання енергії, що відбирається від двигуна, розташування джерел енергії щодо поверхонь, що обігріваються, ступінь впливу відбору енергії на характеристики літального апарату [13].

1.2 Огляд та класифікація причин які викликають обмерзання

Обледеніння поверхонь повітряного судна в більшості випадків відбувається при його польоті в середовищі яке має такі параметри, які можна в свою чергу поділити на дві групи, основні, і залежні, до перших відносяться:

- температура в діапазоні від 0 до -30°C ;
- вологість повітря.

І залежні параметри, залежними їх називають тому що, при зміні основних параметрів вони будуть пропорційно залежні:

- висота;
- тиск;

- швидкість.

Тобто, при наборі висоти повітряного судна, буде зменшуватись швидкість і тиск. А також не можна випускати той факт що при наборі висоти буде зменшуватись температура і вологість, поки що не будемо брати до уваги хмарність.

На інтенсивність зледеніння впливають температура і відносна вологість середовища, швидкість польоту літака, його аеродинамічна компоновка і стан поверхонь.

Причинами швидкої кристалізації переохолоджених крапель води стається при їх зіткненні з поверхнями частин крила літака, є наявність на них дрібних кристалів льоду і пилу, які служать центрами кристалізації, а також утворення ультразвукових хвиль при ударі крапель об поверхню і наявність їх в спектрі звукових коливань при працюючих двигунах, що прискорює протягом процесу обмерзання.

Поряд з обмерзанням, обумовленим переохолодженням крапель рідини, має місце якісно відмінний його вид - сублімаційні обмерзання, яке відбувається внаслідок швидкого переходу водяної пари безпосередньо в твердий стан.

1.2.1 Умови виникнення обледеніння повітряного судна

Обледеніння виникає при зіткненні переохолоджених водяних крапель хмари, дощу, мряки, а іноді суміші переохолоджених крапель і мокрого снігу, крижаних кристалів з поверхнею повітряного судна (ПС), що має негативну температуру. Процес обмерзання ПС протікає під впливом різних факторів, пов'язаних, з одного боку, з мінусовою температурою повітря на рівні польоту, наявністю переохолоджених крапель або кристалів льоду і з можливістю їх осідання на поверхні ПС. З іншого боку, процес відкладення льоду обумовлений динамікою теплового балансу на замерзлій поверхні. Таким чином, при аналізі і прогнозі умов зледеніння ПС повинні

враховуватися не тільки стан атмосфери, а й особливості конструкції повітряного судна, його швидкість і тривалість польоту [11-12].

Ступінь небезпеки обмерзання можна оцінити по швидкості наростання льоду. Характеристикою швидкості наростання є інтенсивність зледеніння (мм / хв), т. Е. Товщина льоду, що відкладається на поверхні в одиницю часу. За інтенсивністю розрізняють обмерзання слабе (<0,5 мм / хв), помірне (0,6 ... 1,0 мм / хв) і сильне (> 1,0 мм / хв).

Для оцінки інтенсивності обмерзання літаків застосовується формула:

$$I = \frac{1,67 \cdot 10^{-2}}{P_{ice}} V \sigma E \beta, \quad (1.1)$$

де V -швидкість польоту літака, км/год; σ - водність хмари, г/м³; E - повний коефіцієнт захоплення; β - коефіцієнт намерзання; P_{ice} - щільність льоду, г/см³.

Зі збільшенням водності інтенсивність зледеніння зростає. Але так як не вся осідає в краплях вода встигає замерзнути (частина її здувається повітряним потоком і випаровується), то вводиться коефіцієнт намерзання характеризує відношення маси нарощеного льоду до маси води, що осіла за той же час на ту ж поверхню.

Швидкість наростання льоду на різних ділянках поверхні літака різна. У зв'язку з цим в формулу вводиться повний коефіцієнт захоплення частинок, який відображає вплив багатьох чинників: профілю та розміру крила, швидкості польоту, розмірів крапель і їх розподілу в хмарі.

При наближенні до профіля крапля піддається впливу сили інерції, яка прагне утримати її на прямій лінії потоку, і сили опору повітряного середовища, яка перешкоджає відхиленню краплі від траєкторії повітряних частинок, що огинають профіль крила. Чим більше крапля, тим більше сила її інерції і більше крапель осідає на поверхні. Наявність великих крапель і великі швидкості обтікання призводять до зростання інтенсивності обмерзання. Очевидно, що профіль меншої товщини викликає менше викривлення траєкторій повітряних частинок, ніж профіль більшого

перетину. Внаслідок цього на тонких профілях створюються більш сприятливі умови для осадження крапель і більш інтенсивного зледеніння; швидше обмерзають кінці крил, стійки, приймач повітряного тиску і т. д.

Розмір крапель і полідисперсність їх розподілу в хмарі важливі для оцінки термічних умов зледеніння. Чим менше радіус краплі, тим при більш низькій температурі вона може перебувати в рідкому стані. Цей фактор виявляється істотним, якщо врахувати вплив швидкості польоту на температуру поверхні ПС [12-14].

При швидкості польоту, яка не перевищує значень, що відповідають числу Маха, $M = 0,5$, інтенсивність зледеніння тим більше, чим більше швидкість. Однак при збільшенні швидкості польоту спостерігається зменшення осідання крапель внаслідок впливу стисливості повітря. Умови замерзання крапель також змінюються під впливом кінетичного нагріву поверхні за рахунок гальмування і стиснення повітряного потоку.

Для розрахунку кінетичного нагріву поверхні літака (в сухому повітрі) $\Delta T_{кін.с}$ застосовуються такі формули:

$$\Delta T_{кін.с} = 0,2 M^2 T \quad (1.2)$$

$$\Delta T_{кін.с} = \frac{V^2}{2000} = 5 \left(\frac{V^2}{100} \right) \quad (1.3)$$

У цих формулах T - абсолютна температура навколишнього сухого повітря, К; V - швидкість польоту літака, м/с.

Однак ці формули не дозволяють якісно і точно оцінити умови обмерзання при польоті в хмарах і атмосферних опадах, коли підвищення температури в стисненому повітрі відбувається по вологодіабетичому закону. У цьому випадку частина тепла витрачається на випаровування. При польоті в хмарах і атмосферних опадах кінетичний нагрів менше, ніж під час польоту з тією ж швидкістю в сухому повітрі [13].

Для розрахунку кінетичного нагріву в будь-яких умовах слід застосовувати формулу:

$$\Delta T_{кін} = 3,87 \cdot 10^{-5} \cdot V^2 \cdot Y_a \quad (1.4)$$

де V - швидкість польоту, км/год; Y_a - сухоадіабатичний градієнт в разі польоту поза хмар і вологодіабетичному градієнту температури при польоті в хмарах.

Так як залежність вологодіабетичного градієнта від температури і тиску має складний характер, то для розрахунків доцільно використовувати графічні побудови на аерологічній діаграмі або користуватися даними таблиці, достатніми для орієнтовних оцінок. Дані табл. 1.1. відносяться до критичної точки профілю, де вся кінетична енергія перетворюється на теплову.

Таблиця 1.1

Умови польоту	V польоту									
	100	200	300	400	500	600	700	800	900	1000
Поза хмарами	0,4	1,6	3,5	6,2	9,6	13,9	19,0	24,6	31,2	38,7
В хмарах	0,2	0,9	2,1	3,7	5,8	8,3	11,4	14,8	18,8	23,2

Кінетичний нагрів різних ділянок поверхні крила неоднаковий. Найбільший нагрів у передньої кромки (в критичній точці), у міру наближення до задньої частини крила нагрів зменшується. Розрахунок кінетичного нагріву окремих частин крила і бічних частин літака може бути здійснений шляхом множення отриманого значення $\Delta T_{кін}$ на коефіцієнт відновлення R_e . Цей коефіцієнт приймає значення 0,7, 0,8 або 0,9 залежно від розглянутого ділянки поверхні літака. Внаслідок нерівномірного нагрівання крила можуть створитися умови, при яких на передній крайці крила - позитивна температура, а на решті частини крила температура негативна. При таких умовах на передній крайці крила обмерзання не буде, а на решті частини крила виникне обмерзання. В цьому випадку умови обтікання крила повітряним потоком істотно погіршуються, порушується його аеродинаміка, що може привести до втрати стійкості ПС і створити передумову до авіаційного події. Тому при оцінці умов зледеніння в разі польоту з великими

швидкостями обов'язково проводиться облік кінетичного нагріву. Для цих цілей можна використовувати графік наведений на рис. 1.4.

По осі абсцис відкладена швидкість польоту літака, по осі ординат - температура навколишнього повітря, а ізолінії в поле малюнка відповідають температурі лобових частин літака. Порядок розрахунків показаний стрілками. Крім того, наведена пунктирна лінія нульових значень температури бічних поверхонь літака при середньому коефіцієнті відновлення $K_s = 0,8$. Ця лінія може бути використана для оцінки можливості обмерзання бічних поверхонь при підвищенні температури передньої кромки крила вище 0°C [15-18].

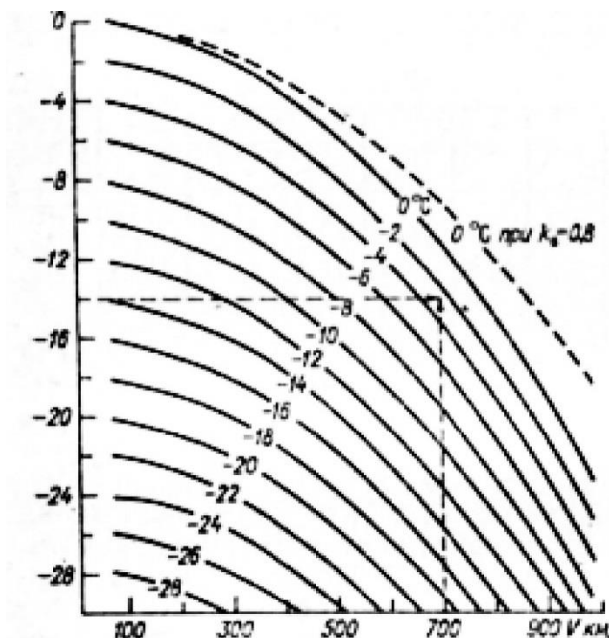


Рис. 1.4 Графік для визначення температури поверхні повітряного судна в хмарах в залежності від швидкості і T повітря

Для визначення умов зледеніння в хмарах на ешелоні польоту літака за графіком оцінюється температура поверхні літака по температурі повітря на цій висоті і швидкості польоту. Негативні значення температури поверхні літака свідчать про можливість його обмерзання в хмарах, позитивні - виключають обмерзання.

Мінімальна швидкість польоту, при якій обмерзання виникнути не може, також визначається за цим графіком шляхом переміщення від значення температури навколишнього повітря T по горизонталі до ізолінії нульової температури поверхні літака і далі вниз до осі абсцис.

Таким чином, аналіз факторів, що впливають на інтенсивність зледеніння, показує, що можливість відкладення льоду на літаку визначається в першу чергу метеорологічними умовами і швидкістю польоту. Обледеніння літаків залежить в основному від метеорологічних умов, так як кінетичний нагрів таких літаків незначний. При швидкості польоту понад 600 км/ч обмерзання відзначається рідко, цьому перешкоджає кінетичний нагрівання поверхні літака. Надзвукові літаки найбільш схильні до обмерзання при зльоті, наборі висоти, зниженні і заході на посадку.

При оцінці небезпеки польоту в зонах обледеніння необхідно враховувати протяжність зон, а отже, і тривалість польоту в них. Приблизно в 70% випадків політ в зонах обледеніння триває не більше 10 хв, проте зустрічаються окремі випадки, коли тривалість польоту в зоні обмерзання становить 50-60 хв [17].

Особливу небезпеку обмерзання представляє для вертольотів, так як на лопатях їх гвинтів лід наростає швидше, ніж на поверхні літака. Обледеніння вертольотів спостерігається як в хмарах, так і в опадах (в переохолодженому дощі, мряки, мокром снігу). Найбільш інтенсивним є обмерзання гвинтів гелікоптера. Інтенсивність їх обмерзання залежить від швидкості обертання лопатей, товщини їх профілю, від водності хмар, розмірів крапель і від температури повітря. Відкладення льоду на гвинтах найбільш ймовірно в діапазоні температур від 0 до -10°C [20].

1.3 Огляд метеорологічних умов виникнення обледеніння повітряного судна

Прогноз обмерзання ПС включає визначення синоптичних умов і використання розрахункових методів.

Синоптичні умови, сприятливі для зледеніння, пов'язані в першу чергу з розвитком фронтальної хмарності. У фронтальних хмарах ймовірність помірного і сильного обмерзання в кілька разів більше в порівнянні з внутрімасовими хмарами (відповідно 51% в зоні фронту і 18% в однорідної повітряної маси). Імовірність сильного обмерзання в зонах фронтів становить в середньому 18%. Сильне обледеніння зазвичай відзначається у відносно вузькій смузі шириною 150-200 км поблизу лінії фронту у земної поверхні. У зоні активних теплих фронтів сильне обмерзання спостерігається в 300-350 км від лінії фронту, повторюваність його становить 19%.

Для внутрімасової хмарності характерні частіші випадки слабого обмерзання (82%). Однак у внутрімасових хмарах вертикального розвитку може відзначатися як помірне, так і сильне обмерзання.

Повторюваність обмерзання в осінньо-зимовий період більш висока, і на різних висотах вона різна. Так, взимку при польотах на висотах до 3000 м обмерзання спостерігалось більш ніж в половині всіх випадків, а на висотах понад 6000 м склало лише 20%. Влітку до висот 3000 м обмерзання відзначається дуже рідко, а при польотах вище 6000 м повторюваність обмерзання перевищувала 60%. Подібні статистичні дані можуть враховуватися при аналізі можливості цього небезпечного для авіації атмосферного явища.

Крім відмінності умов формування хмарності (фронтальна, внутрімасова), при прогнозі обмерзання необхідно враховувати стан і еволюцію хмарності, а також характеристики повітряної маси.

Можливість обмерзання в хмарах в першу чергу пов'язана з температурою навколишнього повітря T - одним з факторів, що визначають водність хмари. Додаткову інформацію про можливості обмерзання несуть дані про дефіцит точки роси $T - T_a$ й характер адвекції в хмарах. Імовірність

відсутності обмерзання в залежності від різних поєднань температури повітря T і дефіциту точки роси T_d можна оцінити за даними із табл. 1.2:

Таблиця 1.2

$T^{\circ}\text{C}$	0...-7	-8...-15	-16...-24	<-25
$T-T_d^{\circ}\text{C}$	>2	≥ 3	>4	Будь яке
Імовірність відсутності обледеніння, %	80	80	90	90

Якщо значення T знаходяться в зазначених межах, а величина $T - T_d$ менше відповідних критичних значень, то можна прогнозувати слабе обмерзання в зонах нейтральної адвекції або слабкою адвекцією холоду (ймовірність 75%) помірне обледеніння - в зонах адвекції холоду (ймовірність 80%) і в зонах розвиваються купчастих хмар.

Водність хмари залежить не тільки від температури, але і від характеру вертикальних рухів в хмарах, що дозволяє уточнити положення зон обмерзання в хмарах і його інтенсивність [14, 22].

Для прогнозу обмерзання після встановлення наявності хмарності повинен проводитися аналіз розташування ізотерм 0, -10 і -20 $^{\circ}\text{C}$. Аналіз карт показав, що зледеніння найбільш часто зустрічається в шарах хмарності (або опадів) між цими ізотермами. Імовірність обмерзання при температурі повітря нижче -20 $^{\circ}\text{C}$ невелика і складає не більше 10%. Обледеніння сучасних літаків найбільш ймовірно при температурі не нижче -12 $^{\circ}\text{C}$. Однак слід зазначити, що зледеніння не виключається і при більш низькій температурі. Повторюваність обмерзання в холодну пору в два рази вище, ніж в теплий. При прогнозі обмерзання літаків з реактивними двигунами також враховується кінетичний нагрів їх поверхні за графіком, представленою вище. Для прогнозу обмерзання необхідно визначити температуру навколишнього повітря T , якій відповідає температура поверхні літака 0 $^{\circ}\text{C}$ при польоті із заданою швидкістю V . Можливість обмерзання літака, що летить зі швидкістю V , прогнозується в шарах вище ізотерми T .

Наявність аерологічних даних дозволяє в оперативній практиці використовувати для прогнозу обмерзання співвідношення, запропоноване Годске і зв'язує дефіцит точки роси з температурою насичення над льодом $T_{н.л.}$:

$$T_{н.л.} = -8(T - T_d). \quad (1.4)$$

Інтенсивність обмерзання оцінюється за допомогою наступних правил:

- при $T - T_a = 0$ °C обмерзання в хмарах АБ, (у вигляді паморозі) буде від слабкого до помірного;
- при $T - T_a > 0$ °C в чисто водяних хмарах обмерзання малоймовірно, в змішаних - переважно слабе, у вигляді паморозі.

Застосування цього методу доцільно при оцінці умов зледеніння в нижньому двокілометровій шарі атмосфери в випадках добре розвинених хмарних систем з малим дефіцитом точки роси.

Інтенсивність обмерзання літака при наявності аерологічних даних можна визначити по номограмі.

Тут відображена залежність умов зледеніння двох легко визначаються на практиці параметрів - висоти нижньої межі хмар $H_{нго}$ і температури $T_{нго}$ на ній [17,19]. Для швидкісних літаків при плюсовій температурі поверхні літака вводиться поправка на кінетичний нагрів (дивись таблицю вище), визначається та негативна температура навколишнього повітря, яка відповідає нульовій температурі поверхні; потім знаходиться висота розташування цієї ізотерми. Отримані дані використовуються замість величин $T_{нго}$ і $H_{нго}$.

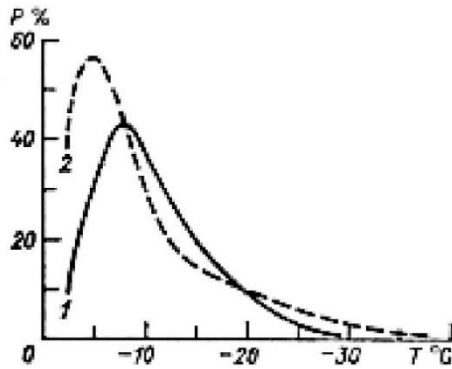


Рис. 1.5 Графік повторюваності обледеніння повітряних суден в залежності від температури повітря (по О.К. Трунову)

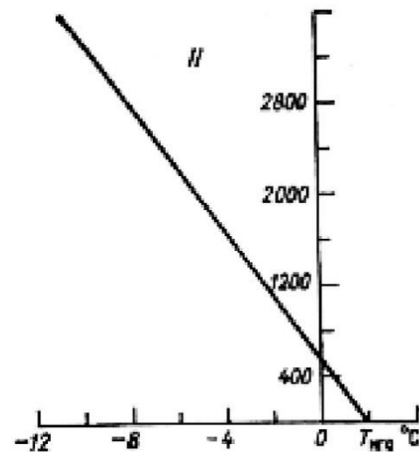


Рис. 1.6 Графік для прогнозу умов помірної і сильної обледеніння (область I) і відсутності обледеніння (область II) в хмарах

Застосовувати графік для прогнозу обмерзання доцільно лише при наявності фронтів або внутрімасові хмарності великою вертикальною потужності (близько 1000 м для St, Sc і більше 600 м для Ac).

Помірне і сильне обмерзання вказується в зоні хмарності шириною до 400 км перед теплим і за холодним фронтом біля поверхні землі і шириною до 200 км за теплим і перед холодним фронтом. Виправданість розрахунків за цим графіком становить 80% і може бути підвищена шляхом обліку викладаються нижче ознак еволюції хмарності.

Фронт загострюється, якщо він розташований в добре оформленій баричною улоговині приземного тиску; контраст температури в зоні фронту на АТ850 більше 7°C на 600 км (повторюваність більше 65% випадків); спостерігається поширення падіння тиску на зафронтальної область або перевищення абсолютних значень передфронтального падіння тиску над зростанням тиску за фронтом.

Фронт (і фронтальна хмарність) розмиваються, якщо барична улоговина в приземному полі тиску слабо виражена, ізобари наближаються до прямолінійним; контраст температури в зоні фронту на АТ850 менше 7°C на 600 км (повторюваність 70% випадків); зростання тиску поширюється на передфронтальної область, або абсолютні значення зафронтального

зростання тиску перевищують значення падіння тиску перед фронтом; відзначається випадання безперервних тривалих опадів помірної інтенсивності в зоні фронту.

Про еволюцію хмарності можна також судити за значеннями $T-T_d$ на даному рівні або в прозондувати шарі: зменшення дефіциту до $0-1\text{ }^{\circ}\text{C}$ свідчить про розвиток хмар, збільшення дефіциту до $4\text{ }^{\circ}\text{C}$ і більше - про розмивання [22].

1.4 Огляд програмних засобів моделювання

В останні роки з метою передбачення форми і оцінки впливу крижаних наростів на аеродинамічні характеристики літаків були розроблені кілька математичних моделей, що описують наростання льоду в різних атмосферних умовах.

Спочатку в 1946 році коефіцієнт захоплення вологи на прикладі циліндра був вивчений Langmuir і Blodgett .

Аналізуючи наростання льоду на обертовому циліндрі в 1951 році Ludlam виділив сухий і вологий режими обмерзання. Він показав, що інтенсивність наростання льоду визначається водністю, температурою і швидкістю польоту, що впливає на характер стікання води за профілем. Критичну водність, яка відокремлює сухий (без рідкої води на поверхні обмерзання) і вологий режими, називають кордоном Ludlam. Тобто, наростання льоду здійснюється в сухому режимі, коли водність нижче межі Ludlam і температура поверхні нижче температури затвердіння води, і наростання відбувається у вологому режимі, коли водність перевищує межу Ludlam, температура поверхні дорівнює температурі затвердіння води, а надлишок води стікає (або розбризкується).

У 1952 році Fraser, Rush і Baxter показали, що при певних умовах вода не повністю впливає (або розбризкується), а що деяка кількість води

залишається замкненим в кишенях крижаний матриці і утворює губчастий лід.

У 1953 році Messinger отримав рівняння збереження енергії для квазістаціонарного стану на обертовому циліндрі. З цього рівняння випливає, що наростання повинно проходити в термодинамічній рівновазі, і, що сума всіх теплових потоків незначна.

У 1979 році Lozowski та ін. Розробили термодинамічну модель процесу наростання льоду на нерухомому циліндрі, на який випадає переохолоджені крапельки води. Використовуючи рівняння енергії, засноване на підході Messinger, вони розробили чисельну модель наростання льоду, що дає можливість передбачити і оцінити аеродинамічні втрати. У цій моделі були враховані: змішаний режим наростання; стікання води по обтічній поверхні; теплопровідність і конвекція усередині прикордонного шару; прихована теплота випаровування, конденсації вологи і сублімації; теплопровідність льоду і циліндра; прихована теплота замерзання; аеродинамічний нагрів, викликаний адиабатическим стисненням повітря в прикордонному шарі і кінетична енергія переохолоджених крапельок, що падають на циліндр. Результати розробленої чисельної моделі були порівняні з експериментальними даними, отриманими

Stallabrass в 1957 році і Macklin в 1961 році.

З 1980 року математичні моделі постійно вдосконалювалися. Різні групи дослідників в усьому світі розробляли двовірні моделі обмерзання крила в сухих і вологих режимах:

- LEWICE 2D (США), Wright ;
- ONERA (ФРАНЦІЯ), Gent ;
- TRAJICE2D, Guffond ;
- CANICE (Канада,), Paraschivoiu і ін. ; - CIRA (Італія), Mingione і Brandi;
- 2DFOIL-ICE, Dillingh .

Більшість вище перерахованих моделей були вдосконалені або доопрацьовуються для моделювання утворення льоду в тривимірній постановці. Наприклад: FENSAP-ICE 3D, університет MCGILL, КАНАДА; CANICE описує рух кордону льоду на основі методу бісектрис, запропонованого Pucyo і ін.

Останні вдосконалення програмних продуктів чисельного моделювання включають:

- розрахунок аеродинамічного потоку, заснований на методі щитів в двовірній постановці або на рівняннях Нав'є-Стокса в дво- і тривимірних постановках;
- аналіз траєкторій переохолоджених крапельок, що дозволяють визначити коефіцієнт захоплення випадає вологи на складних геометричних формах, які зазвичай ґрунтуються на методі Лагранжа або на методі Ейлера;
- розрахунок прикордонного шару, що враховує шорсткість поверхні, викликану присутністю крижаної кірки, при розрахунку коефіцієнта теплообміну;
- визначення термодинаміки затвердіння, що дозволяє розрахувати швидкість наростання льоду;
- геометричний модуль, який описує рух кордону льоду, на основі траєкторій крапельок води в сухому режимі або за методом, що базується на визначенні нормалі до поверхні, в сухому і вологому режимах;
- дискретизація часу, для поліпшення опису геометрії і підвищення точності розрахунку місцевих коефіцієнтів тепло- і масообміну (та ін.).

Головні відмінності між програмами, не включаючи FENSAP-ICE, полягають в розрахунку аеродинамічного потоку і еволюції в часі. Програми, засновані на методі щитів для розрахунку потенційного потоку, не можуть визначати точки відриву потоку, тому вони дають менш точні результати в порівнянні з програмами, заснованими на рівняннях Нав'є-Стокса, проте вони дозволяють отримати рішення набагато швидше.

Більшість моделей враховує тільки потік води у вигляді плівки, ґрунтуючись на моделі, розвиненою Al-Khalil та ін. Це припущення не враховує, що вода може знаходитися на поверхні в різних станах, що визначаються дією аеродинамічної, гравітаційної сил, а також поверхневий натяг. У програмі LEWICE (Wright) враховується поверхневий натяг, що дозволяє оцінити кількість води, яке залишається замкненим на поверхні, ґрунтуючись на числі Вебера.

Такі параметри як шорсткість поверхні, щільність льоду, залишкова кількість рідкої води, а також процеси викидання крапельок води назовні і стікання води вздовж обтічної поверхні в даний час вивчені недостатньо і їх враховують, використовуючи емпіричні співвідношення. Зокрема, Ruff, Shin і Bond були отримані співвідношення для оцінки шорсткості поверхні, Olsen і Walker - для опису процесів викидання і розбризкування крапельок і Jones - для визначення щільності льоду. Ці співвідношення були отримані для умов обмерзання крил і інших частин фюзеляжу літака, проте вони мало застосовні до лопаток авіаційних двигунів відповідно до умов експлуатації (швидкість, висота, кут атаки) і метеорологічними умовами (водність і середній за обсягом діаметр крапельок води), які сильно відрізняються.

Також дослідження, проведені останнім часом, дозволили краще вивчити шорсткість поверхні льоду і фізику рідкої фази:

- в роботі вивчена міра і розподіл шорсткості на поверхні льоду, і показано, що емпіричне співвідношення не є адекватним, коли поверхня покрита плівкою води;
- дослідження дозволяють аналітично описати освіту і рух плівки і потічків на поверхні;
- в роботі показано, що поверхневий натяг є основним фактором, що впливає на освіту крапель на поверхні крила;
- краще вивчена поведінка рідкої фази на поверхні крила .

Ці роботи дозволяють використовувати термодинамічну модель, в якій рідка фаза і шорсткість задаються за допомогою фізичних параметрів, а не емпіричними співвідношеннями [21-24].

Висновки по першому розділу

1. На основі існуючих систем запобігання обледеніння, порівняння їх характеристик, визначено необхідність проведення розробки, моделювання процесу обледеніння.
2. Розглянуто та класифіковано причини які викликають обледеніння повітряного судна, та метеорологічні умови виникнення криги на повітряному судні. Розглянуто і описано фізику утворення криги на повітряному судні
3. На основі описаних проблем, та умов виникнення обледеніння повітряного судна, та розглянутих існуючих систем моделювання процесу обледеніння було обрано програмне забезпечення.

2. МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ УТВОРЕННЯ І УМОВ ОБЛЕДЕНІННЯ ПОВІТРЯНОГО СУДНА

2.1 Формування математичної моделі

Незважаючи на досить тривалу історію, проблема обмерзання залишається актуальною і є фактором, від якого істотно залежить безпека і регулярність польотів.

Небезпека обмерзання полягає в погіршенні аеродинамічних характеристик і льотних якостей літаків, зниженні несучих властивостей крила, збільшенні опору, а також погіршення стійкості і керованості. Крім цього, що особливо важливо, обмерзання може викликати відмову в роботі найважливіших агрегатів і приладів і порушити роботу двигунів.

Відомо, що зледеніння - нестационарний процес, що виникає при вході літального апарату (ЛА) в хмари, що містять дрібні краплі переохолодженої води, що знаходиться в метастабільних станів при негативних температурах (-40 -60 °C). Механізм швидкої кристалізації переохолоджених крапель при ударі їх об поверхню літака поки що недостатньо вивчений, тому що пов'язаний з низкою запитань з галузі фізики, метеорології, аеродинаміки, термодинаміки, конструювання та експлуатації літаків.

Завдання вивчення процесів обмерзання літальних апаратів є досить складною як в фізичному і діагностичному плані, оскільки характеризується нерівновагими двофазними течіями з фазовими переходами. Це завдання охоплює кілька фундаментальних питань механіки багатофазних систем, зокрема, розгляд міжфазних процесів обміну кількістю руху, енергією, масою.

Основні фактори, що впливають на процеси атмосферного обмерзання літаків, це розподіл крапель за розмірами в аерозольних хмарах швидкість вільного потоку і вміст води. Розподіл крапель за розмірами впливає на траєкторію частинок дисперсної фази, які стикаються з об'єктом,

вкриваються кригою. Тому дуже важливим є вивчення механізмів утворення крижаної кірки і впливу розміру крапель і їх траєкторій на динаміку зростання наморозі.

Процес обмерзання вельми складний і для чисельного моделювання, поскільки вимагає використання 3D нестационарних, усереднених по Рейнольдсу, рівнянь Нав'є - Стокса (RANS). Відомі підходи поки обмежені можливістю рішення лише двовимірних задач, хоча процес обмерзання суто трьохмірний і супроводжується нестационарним відривом і турбулентністю. При цьому необхідний одночасний облік 3-х чинників: тривимірне обтікання ЛА, встановлення траєкторій водних крапель з ефектами зіткнень, термодинаміка процесу льодоутворення [25].

Процеси обмерзання умовно можна розділити на 4 категорії.

Перша категорія це шорсткість обледенілій поверхні, що перевершує за висотою місцевий прикордонний шар, яка впливає не тільки на перехід прикордонного шару в турбулентний стан, але і на його відрив вниз по потоку;

Друга категорія обмерзання, що характеризується борозенками уздовж потоку. В цьому випадку область відриву потоку залежить головним чином від кута атаки. У поєднанні з шорсткістю, цей вид обмерзання, в основному, впливає на зростання опору;

Третя категорія це випадок коли краплі, розтікаючись по поверхні, негайно кристалізуються. В цьому випадку в околі критичної точки починає рости одна полій в формі одного "роги". В інших випадках кристалізація затягується, плівка води повзе по поверхні, і лід наростає в двох областях збоку від критичної точки, утворюючи два "роги" (рис.2.1, а і b).

Крижані роги формують за собою велику відривну область, істотно впливає на аеродинаміку, яка супроводжується зривом потоку в залежності від їх форми, положення і кута атаки. При цьому вельми істотно падають несучі властивості літального апарату (рис.2.1, с).

Четверта категорія при роботі термічної СЗО плівка води рухається по поверхні до зовнішнього кордону обігрівача області і потім намерзає в вигляді так званого бар'єрного льоду.

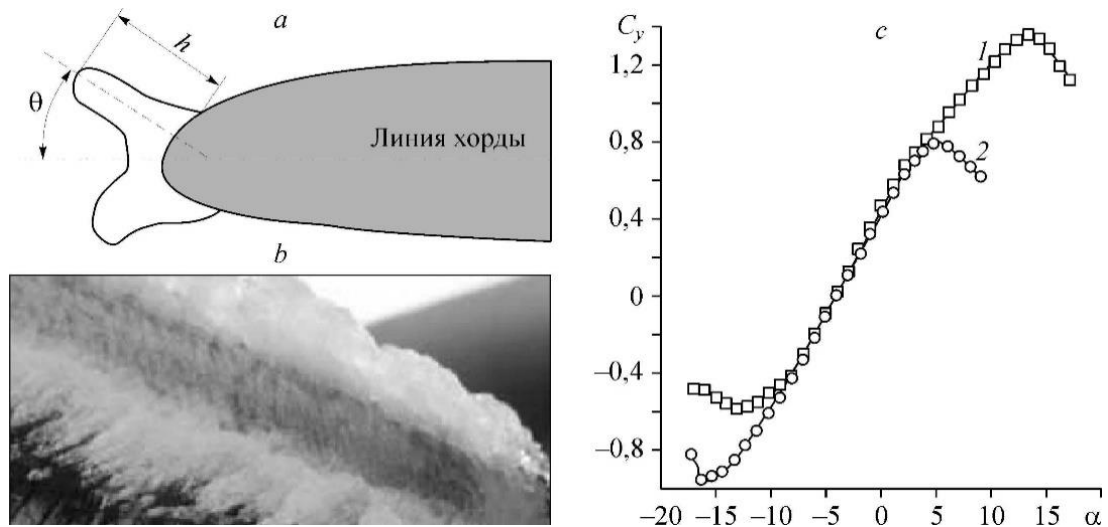


Рис. 2.1. Схематичне зображення криги в формі "рогів" (а), фото криги в формі "рогів" на передній крайці крила (b), коефіцієнти підйомної сили крила без обледеніння з обмерзанням в формі "рогів" (с, 2).

Це добре видно на рис.2.2, а, де за розмахом крила, далі від передньої кромки, формується крижане перешкода, що викликає утворення великої відривний області перед і за собою, що суттєво впливає на аеродинамічні характеристики в залежності від положення і геометрії перешкоди. На рис.2.2, б показана залежність коефіцієнта підйомної сили для різної форми бар'єрного льоду.

Оцінка поверхневого натягу маленьких крапель з типовим діаметром 20 мкм показала, що надлишковий тиск, який міг би вплинути на точку замерзання води і процес кристалізації, настільки мало, що практично не впливає на температуру замерзання води.

Поверхневий натяг впливає лише на процес розтікання крапель при їх ударі об поверхню і на процес розпаду рідини на краплі при витіканні з форсунок.

На рис. 2.3 показана умовна схема обтікання тіл зовнішнім потоком. Суцільні криві - це лінії струму повітря, що згинаються при зустрічі з тілом, а пунктирні - траєкторії крапель, частково потрапляють на його поверхню. При

цьому краплі, захоплюючись потоком, відстають від нього тим більше, чим вони більші. Очевидною але, що маленькі краплі краще захоплюються потоком і тому менше потрапляють на поверхню обтічного тіла. Отже, зі зменшенням розміру крапель спотворюється область захоплення і форма криги [44].

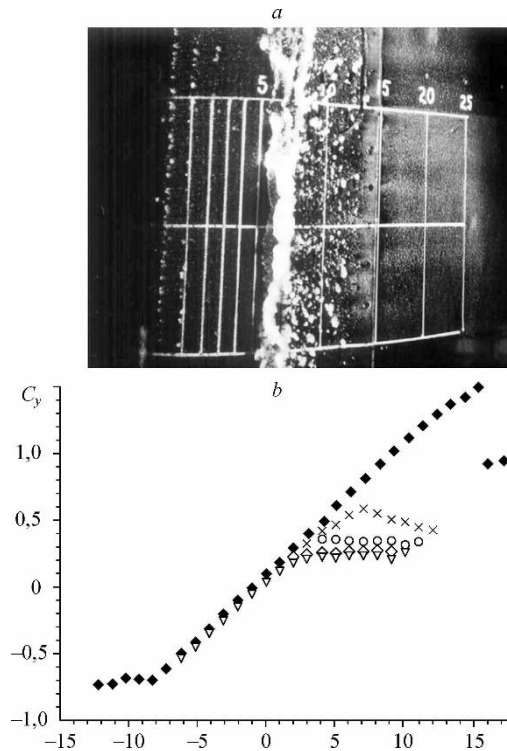


Рис. 2.2. Фото бар'єрного льоду за розмахом крила (а), вплив форми бар'єрного льоду на коефіцієнт підйомної сили від кута атаки (b).
1 - чистий профіль.

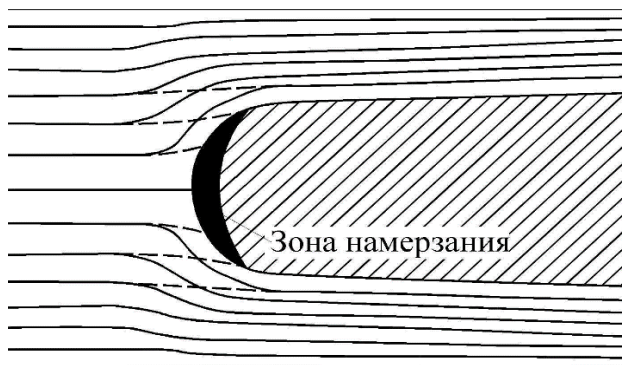


Рис. 2.3 Схема обтікання тіла потоком повітря, що містить краплі води.

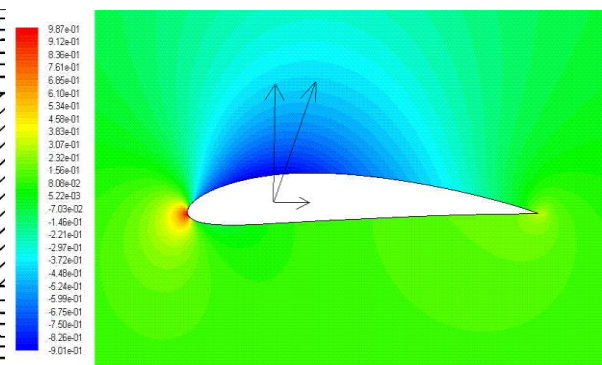


Рис. 2.4 Фізична модель крила і «точка удару».

Щоб виявити визначальні критерії, що характеризують специфіку аерокліматичних умов, які будуть максимально подібні до природних умов,

оцінимо, як повинна змінюватися розмір крапель при переході від натури до моделі. При згинанні ліній потоку аеродинамічні сили, що захоплюють краплю, пропорційні добутку площі миделя краплі на швидкісний.

$$F_{aep} = c_x S q = c_x \frac{\pi}{4} d^2 \frac{\rho_{пов} V^2}{2} \sim \rho_{пов} V^2 d^2. \quad (2.1)$$

Їм опирається сила інерції краплі:

$$F_{ин} = \rho_{води} \frac{\pi}{6} d^3 \frac{V}{t} = \rho_{води} \frac{\pi}{6} d^3 \frac{V}{L} \sim \frac{\rho_{води} d^3 V^2}{L}. \quad (2.2)$$

Якщо при переході від натури до моделі зберегти відношення цих сил, то траєкторії крапель також будуть подібні. Таким чином, ми отримуємо безрозмірний критерій подібності:

$$K = \frac{F_{ин}}{F_{aep}} = \frac{\rho_{пов} V^2 d^2}{\rho_{води} d^2 V^2 L} \sim \frac{d}{L}, \quad (2.3)$$

де V - швидкість потоку, що набігає, L - характерний розмір обтічного тіла, $t = L/v$ - характерний час, а d - середній розмір крапель.

При виведенні критерію K були виключені всі константи щільності води і повітря, так як вони однакові і для моделі, і для натури.

Дотримання критерію K забезпечує точність траєкторій крапель і форми обмерзання моделі і натури. Він отриманий в припущенні незалежності коефіцієнта опору C_x від числа Re . Облік цієї залежності призведе до того, що критерій K буде пропорційний L/d^2 , що не вплине на остаточні висновки, так як сильно зменшувати розмір крапель не можна - це позначиться на процесах їх прилипання до поверхні і кристалізації. Крім цього, повітря з переохолодженими краплями являє собою типовий аерозоль, найважливішою характеристикою якого є питома поверхня крапель

$$\frac{F}{V} = \frac{4\pi R^2}{\frac{4}{3}\pi R^3} \sim \frac{1}{R}. \quad (2.4)$$

Вона, природно, зростає зі зменшенням розміру крапель, що змінює властивості аерозолю. Тому можливість моделювання їх розмірів сильно обмежена.

2.2 Статична математична модель обледеніння

Доказ працездатності датчиків СВС має бути продемонстровано стендовими випробуваннями і частково було розглянуто в [3]. Що ж стосується другого напрямку, то в цьому випадку необхідно визначення параметрів зледеніння на зовнішній поверхні ПС. Нижче представлений інженерний підхід до визначення параметрів зледеніння з прийнятною для сертифікації точністю.

Причиною обмерзання елементів конструкції ПС є потрапляння на них переохолоджених хмарних або дощових крапель. Беручи до уваги "ефект Лудлама" - можливості неповного замерзання води. Одночасного існування твердої і рідкої фаз, необхідно досліджувати процеси утворення льоду в залежності від водності і температури потоку, що набігає. Відомо, що є двофазним стан можливо тільки при нульовій температурі стінки. Кордон між двофазним станом і однофазно-рідким (вода) прийнято характеризувати критичною температурою, хоча процес залежить не тільки від температури. Кордон між двофазним станом і однофазно-твердим (лід) носить назву "межа Лудлама" і може характеризуватися значеннями різних параметрів зовнішнього середовища (температурою, водністю, швидкістю, ...).

У найбільш загальному вигляді інтенсивність зледеніння ділянки поверхні можна виразити формулою:

$$I = \frac{4}{3} \pi V_{\infty} \beta \frac{\rho_g}{\rho_l} \int_0^{\infty} r^3 n(r) E(r) dr, \quad (2.5)$$

де, V_{∞} - швидкість незбуреного потоку; ρ_g и ρ_l - щільність води і льоду відповідно. Тут $\frac{4}{3} \pi \rho_g r^3 n(r) dr$ - маса води, яка є в краплях радіусу від r до $r+dr$ в одиниці об'єму повітря; $n(r)$ - щільність спектрального розподілу крапель за розмірами, нормованим по водності w , тобто таким чином,

що $\frac{4}{3}\pi\rho_6\int_0^\infty r^3n(r)dr = w$. $E(r)$ - коефіцієнт захоплення (уловлювання), який

вказує, яка частка крапель з об'єму повітря, крізь який проходить досліджувану ділянку поверхні, з ним стикається. Коефіцієнт намерзання β дорівнює відношенню маси нарощеного льоду до маси води, що осіла за той же час на ту саму ділянку поверхні.

З формули (2.5) видно, що для визначення інтенсивності обмерзання різних ділянок поверхні при різних умовах необхідно знати вид функцій $n(r)$, $E(r)$ і β . Розглянемо кожен з цих функцій докладніше.

Щільність спектрального розподілу крапель за розмірами $n(r)$.

Для цілей сертифікації досить розглядати випадки з краплями однакового розміру r_{cp} , тобто $\frac{4}{3}\pi\rho_6r_{cp}^3 = w$. В якості середнього розміру крапель європейські норми розглядають з середньо-медіанний діаметр крапель $MVD = 20$ мкм, СНГ норми - середньоарифметичний діаметр крапель $d_{cp} = 20$ мкм.

Коефіцієнт захоплення $E(r)$.

Як впливає з самого поняття коефіцієнта захоплення, для отримання його величини необхідно визначити траєкторії руху крапель при обтіканні тіла і ймовірність їх зіткнення з дослідною ділянкою його поверхні. Для розрахунку траєкторій крапель і визначення коефіцієнта захоплення можуть використовуватися CFD-методи, в даний час досить надійно видають прийнятні результати. При розрахунках з метою сертифікації також розглядають випадки з однаковими розмірами крапель.

Коефіцієнт намерзання β .

З точки зору проблеми обмерзання зовнішній поверхні ВС досить розглядати якусь середню температуру ділянки поверхні t_s . При $t_s < 0^\circ\text{C}$ вважається, що вся осіла на поверхню вода замерзає. Однак за рахунок випаровування деякої частки льоду $m_{\text{вип}}$ і приріст льоду за одиницю часу буде

меншою за кількість осідає за той же час води m_v . Таким чином, коефіцієнт намерзання β в цьому випадку можна представити формулою (2.6):

$$\beta = \frac{m_v - m_{vun}}{m_v} = 1 - \frac{m_{vun}}{m_v}. \quad (2.6)$$

Найменша кількість води, що стикається з одиницею площі поверхні за одиницю часу, при якому температура поверхні $t_s = 0^\circ\text{C}$, називають критичною масою $m_{кр}$. При $m_v > m_{кр}$ замерзне тільки частина осідає води, інша частина повинна залишитися в рідкому стані. Замерзаюча частина m_z додаткової (понад $m_{кр}$) води визначається часткою "холоду", що міститься в цій додатковій частини води: $(m_v - m_{кр})(0 - t_\infty)c_v = m_z L_z$, або, враховуючи, що питома теплоємність води $c_v=1$, а прихована теплота кристалізації води $L_z = 80$, при $m_v > m_{кр}$ коефіцієнт намерзання β матиме вигляд:

$$\beta = 1 - \frac{m_{vun}}{m_v} - \left(1 - \frac{m_{кр}}{m_v}\right) \left(1 - \frac{t_\infty}{80}\right). \quad (2.7)$$

Таким чином, для визначення коефіцієнта намерзання необхідне знання величин m_v , $m_{кр}$, m_{vun} і t_∞ . Визначення m_v , $m_{кр}$ і m_{vun} і пов'язане з аналізом теплового балансу на поверхні.

Для кількісної оцінки характеристик льодоутворення проводиться аналіз теплових потоків в цікавлять зонах поверхні. З огляду на реальні швидкості утворення льоду, допустимо використовувати квазістаціонарних рівняння. Для вирішення поставленого завдання достатній облік таких основних теплових потоків.

1. Конвективний тепловий потік.

Щільність конвективного теплового потоку q_1 , викликаного різницею між температурою стінки t_s і рівноважної температурою приграничного шару t_δ^* , визначається формулою Ньютона $q_1 = \alpha(t_\delta^* - t_s)$, або, враховуючи, що

$$t_\delta^* = t_\delta + r^* \frac{V_\delta^2}{2C_p} \quad \text{і} \quad t_\delta = t_\infty + r^* \frac{V_\infty^2 - V_\delta^2}{2C_p},$$

цей потік:

$$q_1 = \alpha \left(t_\infty + \frac{V_\infty^2}{2C_p} \left[1 - \left(\frac{V_\delta}{V_\infty} \right)^2 (1 - r^*) \right] - t_s \right), \quad (2.8)$$

де α - коефіцієнт теплопередачі; r^* - коефіцієнт відновлення температури; t_δ і V_δ - температура і швидкість на кордоні прикордонного шару; C_p - питома теплоємність повітря.

2. Тепловий потік від переходу кінетичної енергії крапель в теплову, формула (2.9):

$$q_2 = \eta \frac{m_B V_\infty^2}{2}, \quad (2.9)$$

де η - коефіцієнт, що враховує, що осідає на поверхні вода віддає тільки частину своєї кінетичної енергії. Беручи $\eta = 1$ і кілька завищуючи q_2 , кількісних змін у процес не вносимо, тому що величина q_2 в сотні разів менше інших складових загального теплового потоку.

3. Тепловий потік, що відводиться на нагрівання осаджуваної води.

Щільність теплового потоку, що відводиться на нагрівання переохолодженої осаджувати на поверхню води від t_∞ до 0°C (для випадку $t_s < 0^\circ\text{C}$), знаходиться за формулою:

$$q_3 = m_\theta c_\theta (0 - t_\infty) = -m_\theta c_\theta t_\infty. \quad (2.10)$$

Для випадку $t_s > 0^\circ\text{C}$ формула (2.10) має вигляд:

$$q_3 = m_\theta c_\theta (t_s - t_\infty). \quad (2.11)$$

4. Тепловий потік від прихованої теплоти кристалізації при замерзанні осідає води.

$$q_4 = m_\theta L_\theta. \quad (2.12)$$

Співвідношення (2.12) справедливо при $t_s < 0^\circ\text{C}$, коли замерзає вся осіла вода.

5. Тепловий потік, викликаний охолодженням льоду від 0°C до температури поверхні t_s .

$$q_5 = m_\lambda c_\lambda (0 - t_s) = -m_\lambda c_\lambda t_s, \quad (2.13)$$

де m_λ - маса що утворився льоду; c_λ - питома теплоємність льоду.

6. Тепловий потік, викликаний випаровуванням (або сублімацією) з поверхні.

Щільність теплового потоку, викликаного випаровуванням води (або сублімацією льоду) з поверхні за рахунок різниці тиску насиченої водяної пари над обледенілою поверхнею і на зовнішньому границі приграничного шару, визначається наступними співвідношеннями:

$$q_6 = \alpha \frac{0,622L_u}{2C_p} \left(\frac{e_{t_s, \text{в}} - e_{t_\delta, \text{в}}}{P_\delta} \right), \quad (2.14)$$

$$q_6 = \alpha \frac{0,622L_{\text{субл}}}{2C_p} \left(\frac{e_{t_s, \text{л}} - e_{t_\delta, \text{л}}}{P_\delta} \right), \quad (2.15)$$

де $L_{\text{субл}}$ - прихована теплота сублімації льоду; $e_{t_s, \text{л}}$, $e_{t_s, \text{в}}$ - тиск насиченої пари над поверхнею льоду і води при температурі t_s ; $e_{t_\delta, \text{в}}$ - тиск насиченої пари над поверхнею води при температурі t_δ ; P_δ - тиск на зовнішній границі прикордонного шару.

Теплові потоки Q_1 , Q_2 , Q_4 , Q_5 - підводять тепло до поверхні, Q_3 і Q_6 - відводять від поверхні (рис. 2.5).

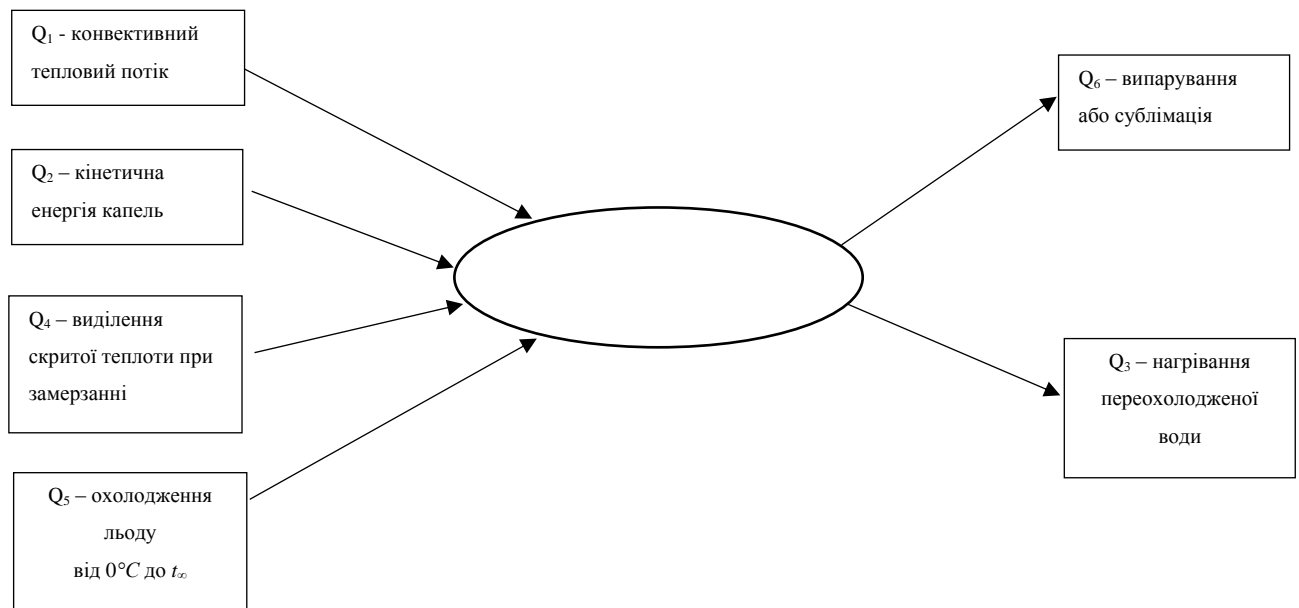


Рис. 2.5 Схематичне зображення теплових потоків

Для обчислення локальних характеристик повітряного потоку у зовнішній поверхні літака і на кордоні прикордонного шару використовуються чисельні методи розрахунку обтікання.

При відсутності теплообміну з поверхнею рівняння балансу теплових потоків в загальному вигляді представляється рівнянням

$$Q_1 + Q_2 + Q_3 + Q_4 + Q_5 + Q_6 = 0. \quad (2.16)$$

Підставляючи в нього формули для обчислення кожної складової і з огляду на зв'язок між масою осаджувати води m_e і водністю набігаючого потоку w_∞ співвідношенням $m_e = w_\infty V_\infty E$, можна отримати вираз для визначення температури стінки при $t_s < 0^\circ\text{C}$.

$$t_s = \frac{\left[1 - \left(\frac{V_\delta}{V_\infty} \right)^2 (1 - r^*) \right] \frac{V_\infty^2}{2C_p} + t_\infty - \frac{0,622L_{\text{субл}}}{2C_p} \left(\frac{e_{t_s, \text{л}} - e_{t_\delta, \text{е}}}{P_\delta} \right) + \frac{w_\infty V_\infty E}{\alpha} \left(L_3 + C_\delta t_\infty + \frac{V_\infty^2}{2} \right)}{1 + \frac{w_\infty V_\infty E}{\alpha} C_\delta} \quad (2.17)$$

для випадку $t_s > 0^\circ\text{C}$ рівняння матиме вигляд:

$$t_s = \frac{\left[1 - \left(\frac{V_\delta}{V_\infty} \right)^2 (1 - r^*) \right] \frac{V_\infty^2}{2C_p} + t_\infty - \frac{0,622L_{\text{тан}}}{2C_p} \left(\frac{e_{t_s, \text{е}} - e_{t_\delta, \text{е}}}{P_\delta} \right) + \frac{w_\infty V_\infty E}{\alpha} \left(C_\delta t_\infty + \frac{V_\infty^2}{2} \right)}{1 + \frac{w_\infty V_\infty E}{\alpha} C_\delta} \quad (2.18)$$

Однією з вимог EASA при сертифікації ПС, які використовують сигналізатори обледеніння з рівнем "Primary", є надання аналізу розподілу критичних температур по зовнішній поверхні ПС, включаючи сигналізатор обмерзання. Під критичною температурою в точці поверхні розуміється мінімальна температура потоку, що набігає, вище якої неможливе утворення обмерзання в даній точці, тобто критична температура в точці характеризує температуру потоку, що набігає, при якій в даній точці може початися обмерзання.

При $t_s \rightarrow 0$ з рівняння (2.17) отримаємо вираз для визначення критичної температури t_{crit} в точці поверхні:

$$t_{crit} = \frac{\frac{0,622L_{\text{вун}}}{2C_p} \left(\frac{e_{t_s, \delta} - e_{t_\delta, \delta}}{P_\delta} \right) - \left[1 - \left(\frac{V_\delta}{V_\infty} \right)^2 (1 - r^*) \right] \frac{V_\infty^2}{2C_p} + \frac{w_\infty V_\infty E}{\alpha} \left(C_\delta t_\infty + \frac{V_\infty^2}{2} \right)}{1 + \frac{w_\infty V_\infty E}{\alpha} C_\delta} \quad (2.19)$$

де V_δ , P_δ - швидкість і тиск на кордоні прикордонного шару; w_∞ , V_∞ - водність і швидкість незбуреного потоку; C_p - питома теплоємність повітря при $t = 0^\circ\text{C}$; C_δ - питома теплоємність води; $L_{\text{вун}}$ - прихована теплота випаровування води при $t = 0^\circ\text{C}$; r^* - коефіцієнт відновлення температури; $t_s = 0^\circ\text{C}$, $e_{t_s, \delta}$ - тиск насиченої пари над поверхнею води при температурі на кордоні прикордонного шару t_δ ; α - коефіцієнт тепловіддачі; E - місцевий коефіцієнт уловлювання (захоплення).

При сертифікації має бути продемонстровано, що критична температура для датчика обмерзання вище критичної температури зон зовнішньої поверхні ПС, обмерзання яких впливає на безпеку польоту чи істотно погіршує АДХ ПС.

Крім того, повинен бути представлений аналіз швидкості наростання льоду в цих зонах і на сигналізаторі обмерзання. Проведення такого аналізу пов'язано з обчисленням коефіцієнта намерзання β і критичної водності w_{crit} .

Вираз для критичної водності виходить з рівняння (2.17) при $t_s \rightarrow 0$.

$$w_{crit} = \frac{\frac{\alpha}{V_\infty E} \left\{ -t_\infty + \frac{0,622L_{\text{субл}}}{2C_p} \left(\frac{e_{t_s, \delta} - e_{t_\delta, \delta}}{P_\delta} \right) - \left[1 - \left(\frac{V_\delta}{V_\infty} \right)^2 (1 - r^*) \right] \frac{V_\infty^2}{2C_p} \right\}}{L_3 + C_\delta t_\infty + \frac{V_\infty^2}{2}} \quad (2.20)$$

Залежно від t_∞ і w_∞ формули (2.19) і (2.20) визначають межі між однофазним і двофазним станом осідає води на зовнішній поверхні ПС. На рис. 2.6 представлений типовий вигляд залежностей t_{crit} і w_{crit} , побудованих за цими формулами з урахуванням певних значень α і E в даній точці поверхні. У зоні 1, розташованій правіше суцільної лінії, температура поверхні вище 0°C , і на ній може бути тільки вода в рідкій фазі ($\beta = 0$). У зоні

3, нижче пунктирною лінії - тільки лід ($\beta = 1$). Між лініями – двофазний стан (лід + вода, $0 < \beta < 1$), причому температура поверхні дорівнює нулю.

Визначення значень α в простих випадках може базуватися на напівемпіричних формулах, а при складних геометричних формах - на теоретичних чисельних методах розрахунку, наприклад, на вирішенні рівнянь Нав'є-Стокса. Для визначення локального коефіцієнта захоплення E потрібно провести розрахунок траєкторій руху крапель аж до зіткнення їх з даним ділянкою поверхні. І визначення α , і визначення E є складними самостійними завданнями і вимагають окремого розгляду.

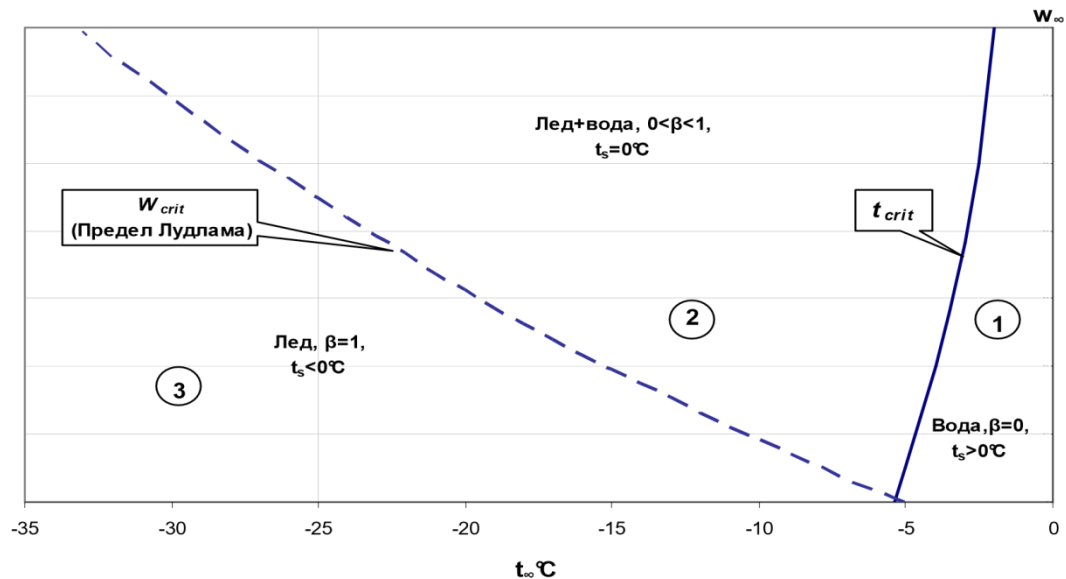


Рис. 2.6 Графік залежності t_{crit} і w_{crit} з урахуванням певних значень α і E в даній точці поверхні

Як було сказано вище, для визначення швидкості утворення льоду необхідно знати коефіцієнт намерзання β , який показує, яка частина осаджувати води замерзає. Використовуючи висновок формули (2.7), а також співвідношення $m_6 = w_{\infty} V_{\infty} E$, отримаємо:

$$\beta = \begin{cases} 1 - \frac{w_{\text{вун}}}{w_{\infty}} & w_{\infty} < w_{crit} \\ 1 - \frac{w_{\text{вун}}}{w_{\infty}} - \left(1 + \frac{C_6 t_{\infty}}{L_3}\right) \left(1 - \frac{w_{crit}}{w_{\infty}}\right) & w_{\infty} > w_{crit} \end{cases}, \quad (2.21)$$

де $w_{вин}$ знаходиться за формулою: $w_{вин} = \frac{0,622\alpha}{V_{\infty}EC_p} \left(\frac{e_{t_s,в} - e_{t_{\delta},в}}{P_{\delta}} \right)$.

За наведеними формулами визначається маса льоду, що утворився за одиницю часу на одиниці площі в даній області поверхні:

$$m_{л} = m_{в}\beta = w_{\infty}V_{\infty}E\beta. \quad (2.22)$$

2.3 Динамічна математична модель обледеніння

Причиною обмерзання елементів конструкції ПС є потрапляння на них переохолоджених хмарних або дощових крапель. Беручи до уваги "ефект Лудлама" - можливості неповного замерзання води, тобто одночасного існування твердої і рідкої фаз, необхідно досліджувати процеси утворення льоду в залежності від водності і температури потоку, що набігає. Відомо, що є двофазним стан можливо тільки при нульовій температурі стінки. Кордон між двофазним станом і однофазно-рідким (вода) прийнято характеризувати критичною температурою, хоча процес залежить не тільки від температури. Кордон між двофазним станом і однофазно-твердим (лід) носить назву "межа Лудлама" і може характеризуватися значеннями різних параметрів зовнішнього середовища (температурою, водністю, швидкістю і т.д.).

Під критичною температурою в точці поверхні розуміється мінімальна температура потоку, що набігає, вище якої неможливе утворення обмерзання в даній точці. Тобто критична температура в точці характеризує температуру потоку, що набігає, при якій в даній точці може початися обмерзання. Таким чином, має бути доведено, що на датчик обледеніння (ДО) лід починає утворюватися раніше, ніж в ЗЧО.

Аналіз швидкості наростання льоду повинен показати, що освіта маси льоду на ДО, необхідної для його спрацьовування, відбувається раніше, ніж освіту неприпустимих крижаних наростів в ЗЧО.

До ЗЧО зазвичай відносять захищаються від обмерзання передні кромки консолей крила і оперення, а також вхід в повітрозабірник маршового двигуна (гвинтові ВС в даній роботі не розглядаються).

Для кількісної оцінки характеристик льодоутворення повинен проводитися аналіз теплових потоків в цікавлять зонах поверхні. З огляду на реальні швидкості утворення льоду на ПС, допустимо використовувати квазістаціонарних рівняння. Як було сказано раніше, для вирішення поставленого завдання достатній облік таких основних теплових потоків:

1. Конвективний.
2. Від замерзання осідає на поверхню води.
3. Від кінетичної енергії крапель.
4. Від охолодження льоду до температури поверхні.
5. Відводяться на нагрівання переохолодженої води до 0 °С.
6. Викликаний випаровуванням (або сублимацією) льоду з поверхні за рахунок різниці тиску насиченої пари над обледенілою поверхнею і на зовнішній границі приграничного шару.

При відсутності теплообміну з поверхнею рівняння балансу теплових потоків в загальному вигляді представляється рівнянням (2.16). На підставі рівняння балансу теплових потоків виходить формула (2.23) для критичної температури в довільній точці поверхні

$$t_{crit} = \frac{\frac{0,622L_{вип}}{2C_p} \left(\frac{e_{o,g} - e_{t_s,g}}{P_\delta} \right) - \left[1 - \left(\frac{V_\delta}{V_\infty} \right)^2 (1 - r^*) \right] \frac{V_\infty^2}{2C_p} + \frac{w_\infty V_\infty E}{\alpha} \left(C_\epsilon t_\infty + \frac{V_\infty^2}{2} \right)}{1 + \frac{w_\infty V_\infty E}{\alpha} C_\epsilon} \quad (2.23)$$

де V_δ , P_δ - швидкість і тиск на кордоні прикордонного шару; w_∞ , V_∞ - водність і швидкість незбуреного потоку; C_p - питома теплоємність повітря при $t = 0$ °С; C_ϵ - питома теплоємність води; $L_{вип}$ - прихована теплота випаровування води при $t = 0$ °С; r^* - коефіцієнт відновлення температури; $e_{o,g}$ - тиск насиченої пари над поверхнею води при температурі стінки; $t_s = 0$ °С, $e_{t_s,g}$ - тиск насиченої пари над поверхнею води при температурі на

кордоні прикордонного шару t_δ ; α - коефіцієнт тепловіддачі; E - місцевий коефіцієнт уловлювання (захоплення).

Для обчислення локальних характеристик повітряного потоку у зовнішній поверхні ВС і на кордоні прикордонного шару використовуються чисельні методи розрахунку обтікання. Основну складність представляє визначення величин коефіцієнтів тепловіддачі (α) і захоплення (E). Визначення значень α в простих випадках може базуватися на напівемпіричних формулах, а при складних геометричних формах - на теоретичних чисельних методах розрахунку, наприклад, на вирішенні рівнянь Нав'є-Стокса. Для визначення локального коефіцієнта захоплення E потрібно провести розрахунок траєкторій руху водяних крапель аж до зіткнення їх з даним ділянкою поверхні. І визначення α , і визначення E є складними самостійними завданнями і вимагають окремого розгляду.

Критична температура є визначальним фактором в тому випадку, якщо температура набігаючого потоку вище, ніж t_{crit} ДО, але нижче t_{crit} ЗЧО. У цьому випадку на ЗЧО вже можливе утворення льоду, а на ДО лід ще не утворюється. Навіть при низькій швидкості наростання льоду ця ситуація є неприпустимою. Тому вимога того, що критична температура для ДО повинна бути вище критичної температури ЗЧО, необхідно.

У тому випадку, коли температура набігаючого потоку нижче критичних температур ДО і ЗЧО, на перший план виходить швидкість наростання льоду. Повинен бути представлений аналіз швидкості наростання льоду в ЗЧО і на ДО. Проведення такого аналізу пов'язано з обчисленням коефіцієнта намерзання β і критичної водності w_{crit} .

Вираз для критичної водності має вигляд (2.24):

$$w_{crit} = \frac{\frac{\alpha}{V_\infty E} \left\{ -t_\infty + \frac{0,622 L_{субл}}{2 C_p} \left(\frac{e_{o,l} - e_{t_\delta, \theta}}{P_\delta} \right) - \left[1 - \left(\frac{V_\delta}{V_\infty} \right)^2 (1 - r^*) \right] \frac{V_\infty^2}{2 C_p} \right\}}{L_3 + C_\theta t_\infty + \frac{V_\infty^2}{2}} \quad (2.24)$$

Залежно від t_∞ і w_∞ вирази (2.23) і (2.24) визначають межі між однофазним і двофазним станом осідає води на зовнішній поверхні ВС. На рис. 2.7 представлений типовий вигляд залежностей t_{crit} і w_{crit} , побудованих за цими формулами з урахуванням певних значень α і E в даній точці поверхні. У зоні 1, розташованій правіше суцільної лінії, температура поверхні вище 0°C і на ній може бути тільки вода в рідкій фазі ($\beta = 0$). У зоні 3, нижче пунктирною лінії - тільки лід ($\beta = 1$). Між лініями - двофазне стан (лід + вода, $0 < \beta < 1$), причому температура поверхні дорівнює нулю.

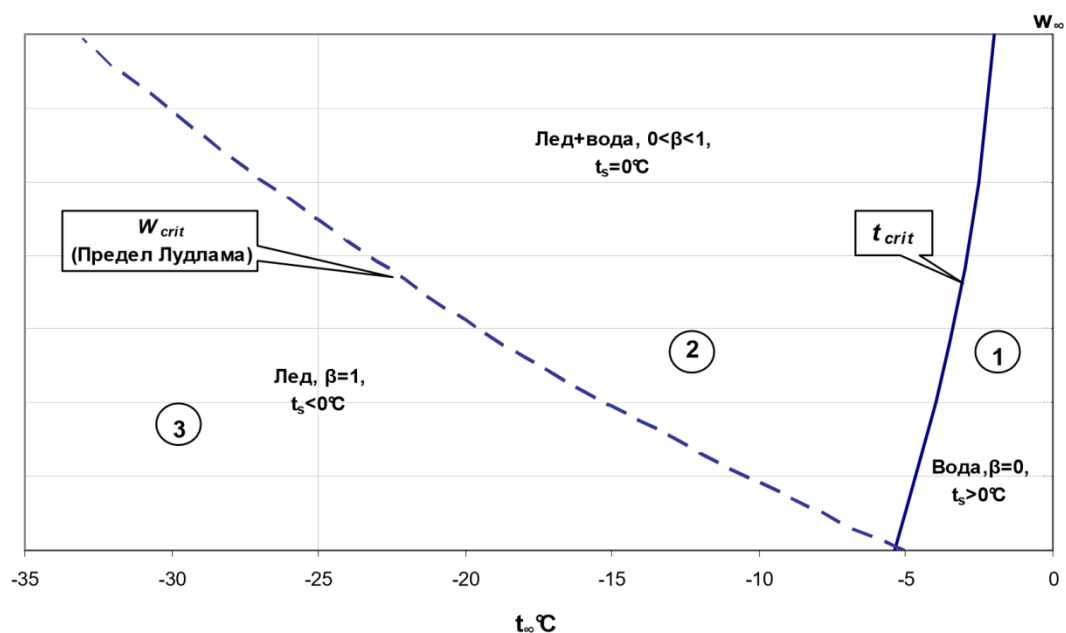


Рис. 2.7 Графік залежності t_{crit} і w_{crit} з урахуванням певних значень α і E в даній точці поверхні

Як було сказано вище, для визначення швидкості утворення льоду необхідно знати коефіцієнт намерзання β , що показує яка частина осаджувати води замерзає. Відомо, що з урахуванням співвідношення $m_\beta = w_\infty V_\infty E$, коефіцієнт намерзання дорівнює, і ми отримуємо ідентичні формули як і (2.21), (2.22).

Як приклад на рис. 2.8 наведено порівняння швидкостей наростання льоду на ДО і транспортному ПС, розрахованих за наведеними формулами для різних значень водності набігаючого потоку. Видно, що за розрахунками

швидкість росту льоду на повітрозабірнику в 2 рази нижче швидкості росту льоду на сигналізаторі обмерзання. Знаючи поріг чутливості сигналізатора обмерзання (CO) (наприклад, включення СЗО відбувається при наростанні на сигналізаторі льоду товщиною 1 мм), можна визначити товщину утворюється за цей час льоду на ПС (в даному випадку - 0,5 мм). При попаданні.

Проведений таким чином аналіз дозволяє зробити висновки про правильність вибору місця розташування ДО.

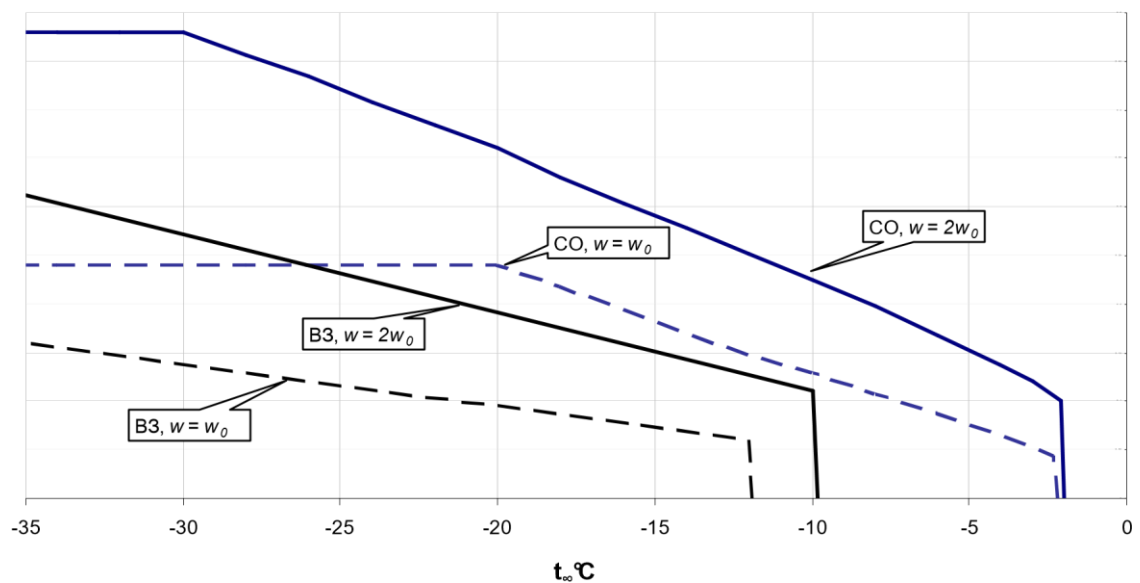


Рис. 2.8 Графік швидкості наростання льоду на ПС і ДО в режимі очікування

Висновки по другому розділу

1. Розглянуто існуючі рішення, для формування математичної моделі обледеніння повітряного судна, проведено реальні тести в аеродинамічних умовах, побудова попередньої математичної моделі на основі рівнянь Нав'є - Стокса (RANS), також проведено попереднє моделювання крила, для точного розуміння як поводить себе крило в аеродинамічних умовах, описано математично процес формування аеродинамічної сили краплі води і енергії.

2. Виведено і описано формули формування коефіцієнта обмерзання, виведено формулу інтенсивності зледеніння ділянки поверхні повітряного судна, базуючись на ефекті Лудлама, а також виведено дві основні формули, на яких базується все моделювання це критична температура в точно і

критична водність в точці поверхні.

3. На основі статичної математичної моделі було побудовано попередні графіки з яких чітко видно ефект Лудлама, спостерігається переходу від двофазного до однофазного стану води.

3. МОДЕЛЮВАННЯ І ПРОГНОЗУВАННЯ ОБЛЕДЕНІННЯ

3.1 Моделювання критичних станів обледеніння крила ПС

Щоб прогнозувати обледеніння, потрібно спочатку визначити наскільки статична і динамічна математичні моделі відповідають реальним даним, які були описані в 2 розділі, розрахунку обледеніння потрібно три параметри:

- β – коефіцієнт намерзання;
- t_{crit} – критична температура в точці поверхні;
- w_{crit} – критична водність в точці поверхні.

Так як розрахунки дуже громіздкі, було прийняте рішення використовувати таке програмне забезпечення ANSYS FENSAP-ICE. Данна програма дозволяє промодельовати великий об'єм даних, і сам процес утворення льоду на повітряному судні, та дозволяє в процесі моделювання прогнозувати обледеніння ще до його утворення.

Для розрахунків в реальному часі був використаний комп'ютер з такими параметрами:

- центральний процесор Intel Core i9-7980XE Extreme Edition 2.6GHz/8GT/s/24.75MB;
- ОЗУ 128Гб;
- дві відеокарти MSI PCI-Ex GeForce GTX 1080 Ti Duke OC 11GB GDDR5X (352bit) (1531/11016) (DVI, 2 x HDMI, 2 x DisplayPort) (GTX 1080 TI DUKE 11G OC).

Важливо, що зменшення ОЗУ приводить до занадто довгого часу обробки, що унеможливлює обрахунки.

FENSAP-ICE є провідним тривимірним, сертифікованим програмним забезпеченням, що дозволяє проводити точні розрахунки аеродинаміки і СЗО з видимим економічним ефектом, з огляду на всі п'ять основних аспектів обмерзання в польоті:

- повітряний потік;
- зіткнення крапель і кристалів льоду;
- наростання льоду;
- погіршення аеродинамічних характеристик;
- теплові СЗО.

FENSAP-ICE сумісний з досить великою кількістю сіткових генераторів, тому часто можна повторно використовувати сітки, вже створені для аеродинамічних досліджень. Не маючи істотних обмежень по геометрії, він застосуємо до літаків, вертольотів, безпілотних літальних апаратів, реактивним двигунам, гондоли, датчикам і іншим системам. До складу FENSAP-ICE входить модуль OptiGrid, який необхідний для адаптації розрахункової сітки і дозволяє підтримувати якість сітки на високому рівні [29-31].

FENSAP-ICE може розрахувати тривимірне наростання льоду, поява інею або крижаних утворень довільної форми на різних поверхнях літака, при будь-якому умови обмерзання. FENSAP-ICE має вбудований графічний інтерфейс для полегшення вибору умов зледеніння, які містяться в спеціальних додатках C, D, O (додатки американських норм FAA). FENSAP-ICE дозволяє змодельовати утворення льоду на крилах, стабілізаторах, рульових поверхнях, датчиках повітряних параметрів, пропелер, лопатках турбореактивного двигуна і повітряних каналах, обтічниках, камерах і т.д. З метою оцінки зниження аеродинамічних характеристик. Наприклад, моделювання утворення льоду на запобіжної сітці повітрозабірника може використовуватися для того, щоб розрахувати ефекти замикання потоку. До складу FENSAP-ICE входять різні моделі шорсткості, в тому числі аналітична модель, що виключає залежність від емпіричних кореляцій. Великі криги в формі «роги» можуть бути змодельовані в 2D і 3D постановці з використанням підходу, в якому виконується серія стаціонарних розрахунків на коротких тимчасових інтервалах. Розширені моделі обмерзання дозволяють змодельовати руйнування льодових утворень, які

відбуваються, коли температура гальмування повітря піднімається вище нуля.

При моделюванні визначаються з характерними метеорологічними умовами за яких може початись обледеніння, які були описані в першому розділі. Розглянемо їх детальніше.

В табл. 3.1 приведена залежність водності від температури за умови нормального тиску на висоті.

Таблиця 3.1

$t, ^\circ\text{C}$	0	-5	-10	-15	-20	-25	-30
$W, \text{г/м}^3$	4,6	1,08	0,9	0,73	0,6	0,52	0,47

Для проведення розрахунків потрібно враховувати розподілення водності в атмосфері в залежності від висот, і в певних температурних діапазонах, це можна побачити в табл. 3.2.

Таблиця 3.2

Діапазон температури, $^\circ\text{C}$	Діапазон висот, м	Максимальна водність, г/м^3
от 0 до -20	3000-9000	8,0 5,0 2,0 1,0
от -20 до -40	5000-12000	2,0 1,0 0,5 2,0
от -40 до -60	7000-15000	1,0 0,25 1,0

Оцінка імовірності утворення обледеніння від типу хмар описано в табл. 3.3.

Моделювання будемо проводити на підставі вихідних даних які приведені в табл. 3.2 – табл. 3.3 і математичних моделей процесу обледеніння які описані у відповідних формулах (2.6), (2.23), (2.24), при моделюванні будемо використовувати ANSYS, а точніше додаток для CFD-розрахунків ANSYS FENSAP-ICE [33-38].

Таблиця 3.3

Оцінка імовірності	Типи хмар		
	Купчасті хмари	Шаруваті хмари	Дощ і паморозь
Висока	від 0° до -20° C	від 0° до -15° C	0° C і нижче
Середня	від -20° до -40° C	від -15° до -30° C	–
Низька	$< -40^{\circ}$ C	$< -30^{\circ}$ C	–

Після переносу в програму модель робочої області, в нашому випадку крило повітряного судна рис.3.1. Модель крила розроблялася в програмному середовищі Catia V5.

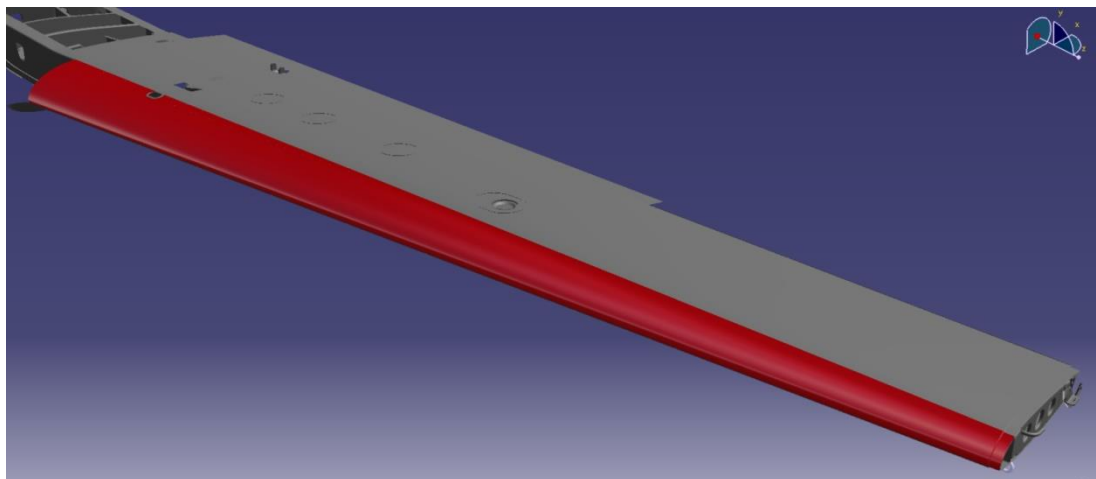


Рис. 3.1 Модель крила і робоча область

Було створено новий проект і задано первинні розмірності рис. 3.2.

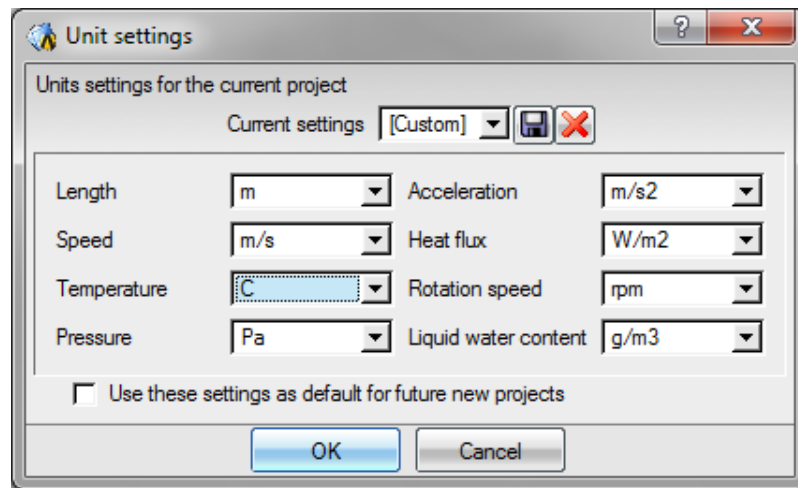


Рис. 3.2 Розмірності проекту

Були створені конфігураційні файли для проекту [43], було обрано перші три конфігурації рис. 3.3.

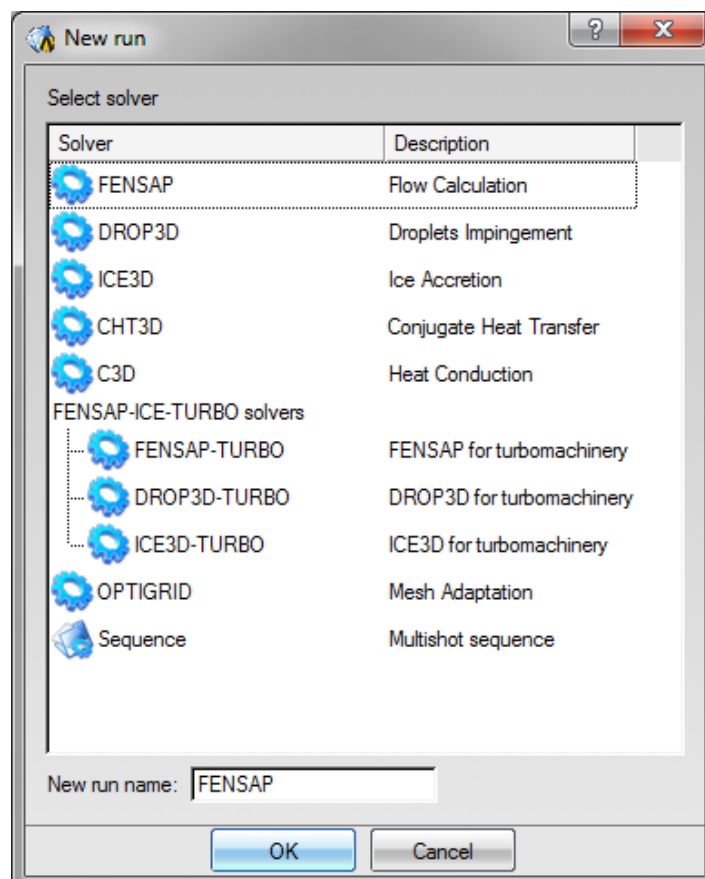


Рис.3.3 Конфігураційні файли для проекту

На підставі конфігурування автоматично було створено набір робочих файлів, рис. 3.4., деякі файли мають розширення .msh - це робоча сітка проекту чим вона менша тим більшої точності можна отримати в результаті.

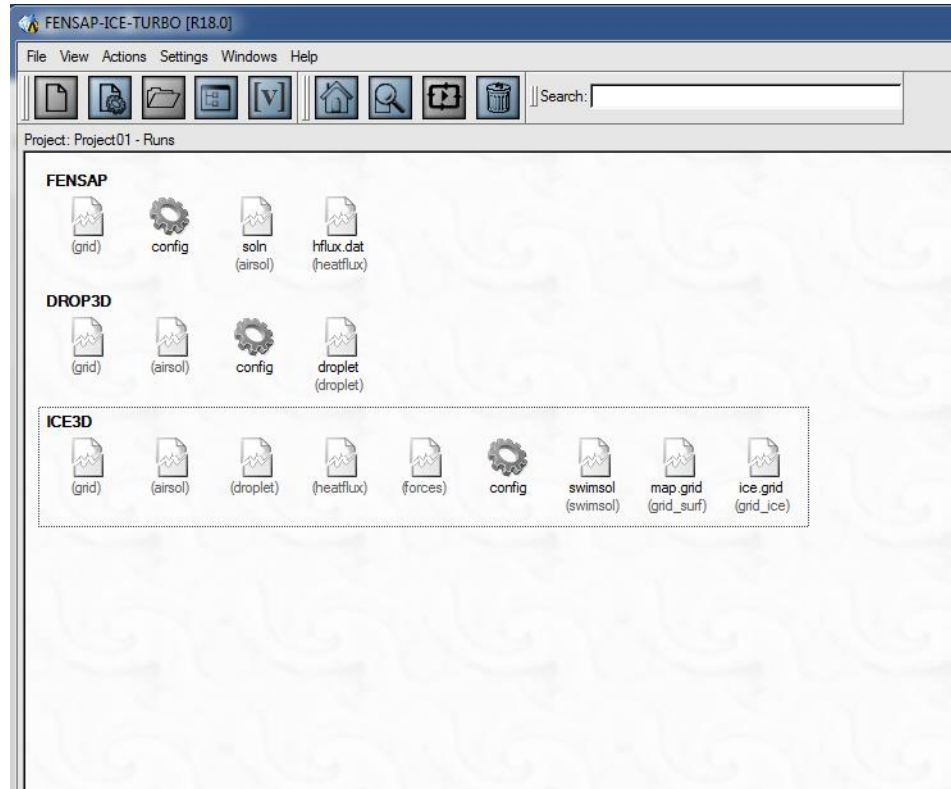


Рис.3.4 Файли конфігурації проєкту

Робоча область крила, в ANSYS виглядатиме як на рис. 3.5.

Так як сітка має розмірність 1 мм, то результати моделювання процесу кригоутворення на передній кромці крила досить точні, на перший погляд може здатись, що сітка 1мм досить велика, але якщо враховувати, що довжина модельованого крила 12 метрів, то це досить велика точність моделювання.

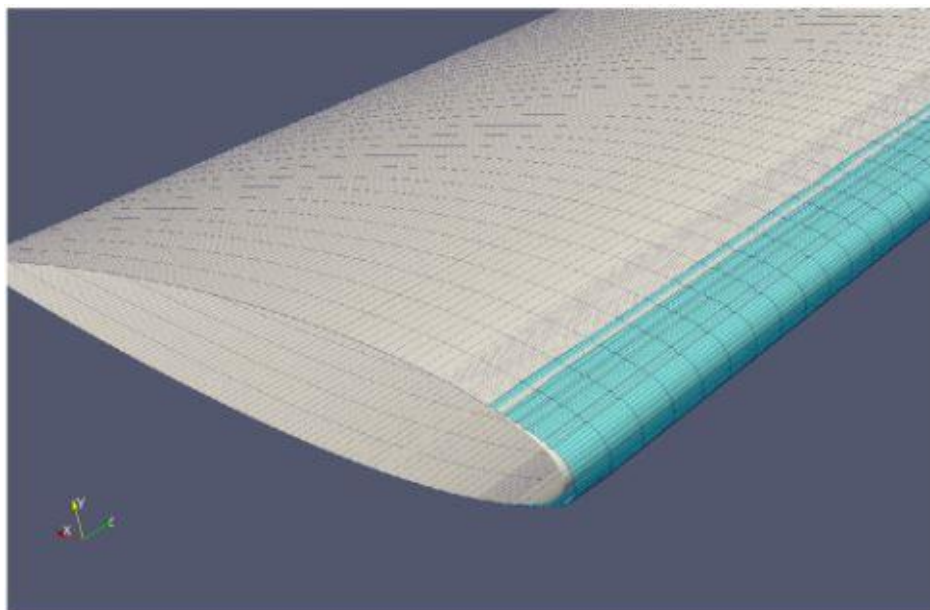


Рис.3.5 Робоча область крила

При моделюванні по заданим параметрам набігаючого потоку повітря з діапазоном параметрів температури, водності, і часу можемо бачити такі результати моделювання рис.3.6. На передній кромці крила спостерігаються зони при яких коефіцієнт β знаходиться в діапазоні від 0 до 0,768, це означає те що, чим цей коефіцієнт буде більше, тим більша імовірність утворення криги, це зумовлено точкою удару рис. 2.4.

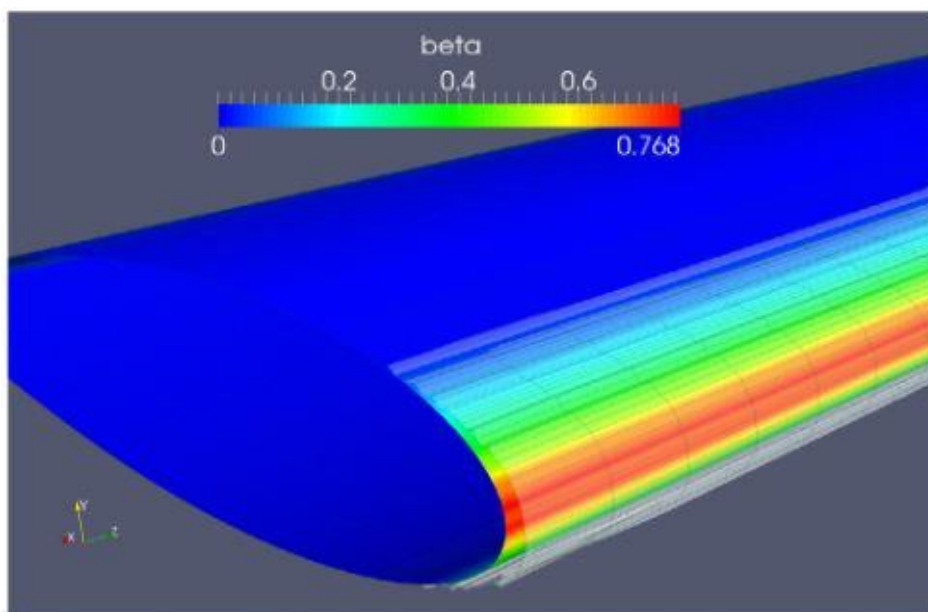


Рис.3.6 Модель крила після моделювання процесу набігаючого потоку повітря

Проведене моделювання показало, що в статичному режимі роботи найбільш критичні зони для льодоутворення з урахуванням аеродинаміки крила ПС знаходяться на передній кромці крила, так як коефіцієнт β буде найбільшим саме в цьому місці.

3.2 Моделювання динамічних процесів обледеніння крила ПС

Приведені результати моделювання знаходяться в Додатку В.

При моделюванні динамічного процесу обледеніння використовувались математичні моделі які описані в розділі 3.1. З урахуванням зміни часу та розвитку процесу обмерзання змінюється аеродинаміка повітряного судна, вага, внаслідок цього літак втрачає маневреність і може втратити керування. На рис. 3.7, 3.8 і 3.9 представлені концентрація рідкої фази, коефіцієнт захоплення крапельок і форми наростів на профілі, обтічному під кутом атаки $\alpha = 0^\circ$ і $\alpha = 4^\circ$ повітряно-крапельним потоком.

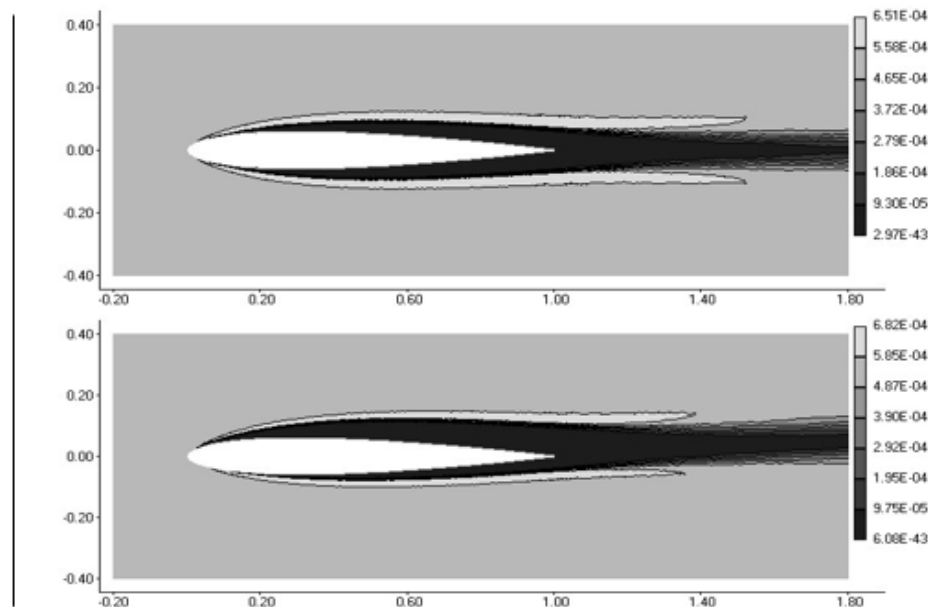


Рис. 3.7 Обтікання набігаючого потоку під різними кутами атаки

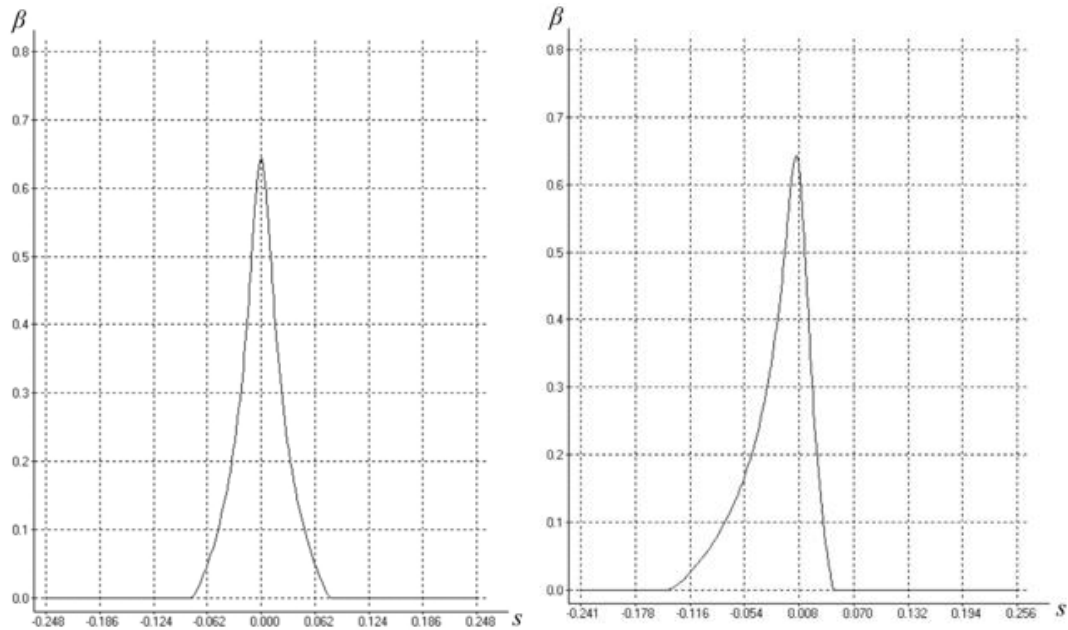


Рис. 3.8 Коефіцієнт захоплення падаючої води для кутів атаки

В розрахунках параметри потоку приймалися наступними: швидкість потоку, що набігає $V_{\infty} = 96,94$ м/с, температура набігаючого потоку $T_{\infty} = -12,6$ °C, тиск на крилі $p_{\infty} = 9,075 \cdot 10^4$ Па, водність $LWC = 0,0005$ кг/м³, діаметр крапель $d_k = 20$ мкм, час обмерзання $t = 2$ хв (на рис. 3.9 наведені результати моделювання обмерзання для двох значень кутів атаки ($\alpha = 0^\circ$, $\alpha = 4^\circ$) для 30-й, 60-й, 90-й і 120-й секунд польоту в умовах обмерзання). В області точки гальмування спостерігається крига, яка покрита водяною плівкою. У міру віддалення від точки гальмування вниз по потоку прикордонний шар стає турбулентним, коефіцієнт конвективного теплообміну збільшується, і, відповідно, збільшується замерзла частка. В результаті на крижаній поверхні утворюються виступи «рогоутворення».

В області цих виступів потік, що набігає, та виникає зрив потоку.

Вплив наросту, що утворився на 120й секундні польоту під кутом атаки $\alpha = 4^\circ$ на аеродинамічні характеристики профілю крила, проілюстровано на рис. 3.10.

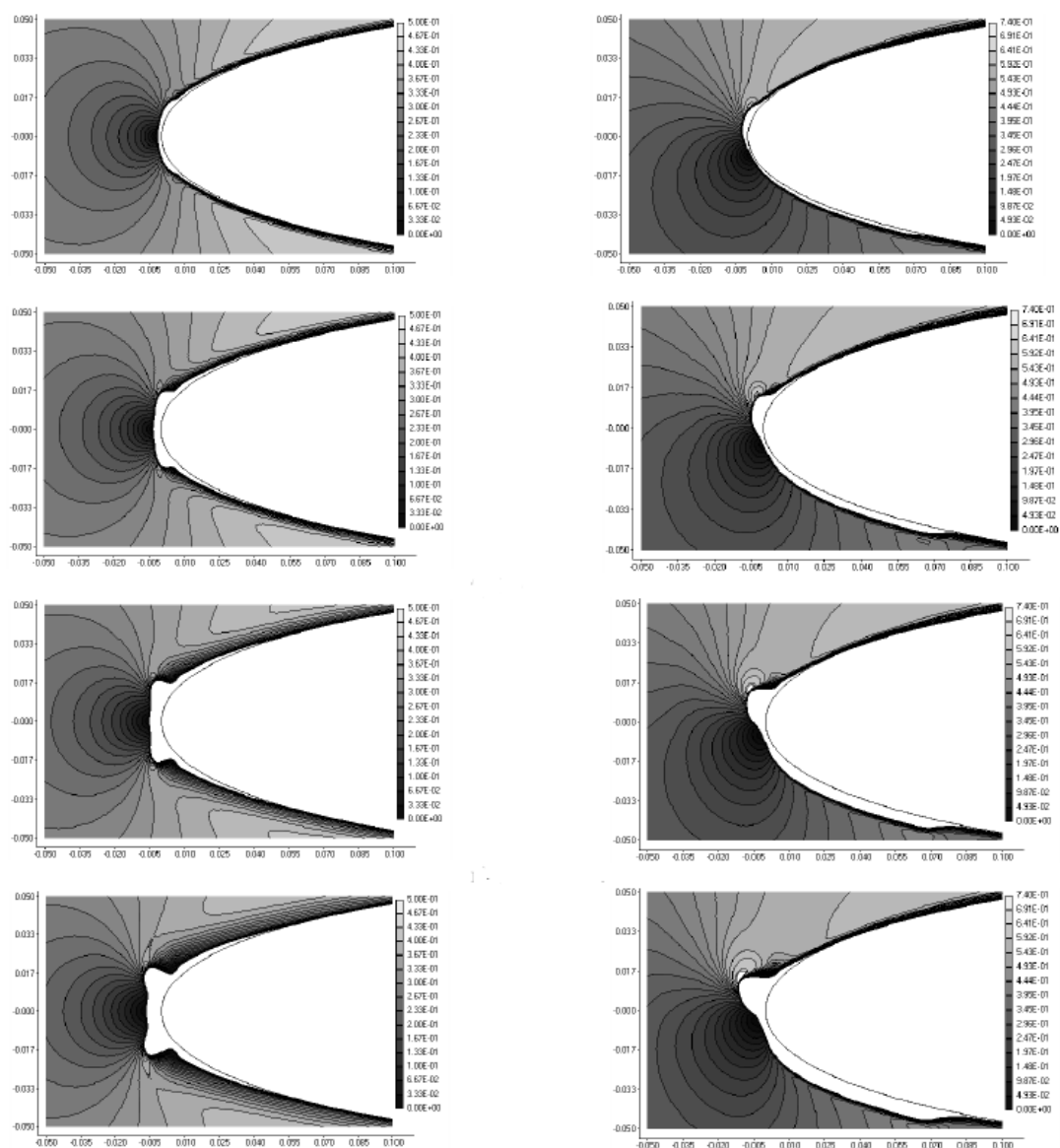


Рис.3.9 Форми наростів, розподіл чисел Маха профілю для змішаного режиму обмерзання. Кут атаки $\alpha = 0$ (ліва колонка) і $\alpha = 4^\circ$ (права колонка).

Наведено залежності коефіцієнта підйомної сили і лобового опору від кута атаки для чистого профілю і профілю з наростом.



Рис.3.10 Форми наростів на 120 секунд моделювання.

Для кутів атаки до 10° спостерігається узгодження результатів розрахунків з експериментальними даними, а при великих кутах атаки, коли відбувається зрив потоку з крила, спостерігається розбіжність (близько 8%): розрахунковий коефіцієнт підйомної сили виявляється менше, а коефіцієнт лобового опору завищений в порівнянні з експериментальними даними. Проте, отримані результати дозволяють, що визначений розрахунковим шляхом крижаний наріст має суттєвий вплив на аеродинамічні властивості крила (вже при кутах атаки понад 4°) : дуже сильно (на величину до $\sim 60\%$) зменшується підйомна сила і значно збільшується лобовий опір. Для режимів обтікання з наявністю відривних зон дозволяє більш точно і в більш широкому діапазоні параметрів, в порівнянні з існуючими методиками, розрахувати форму і розміри льодоутворення, а також оцінити їх вплив на аеродинамічні характеристики.

Результат динамічного моделювання на 3хв приведені на рис. 3.11.

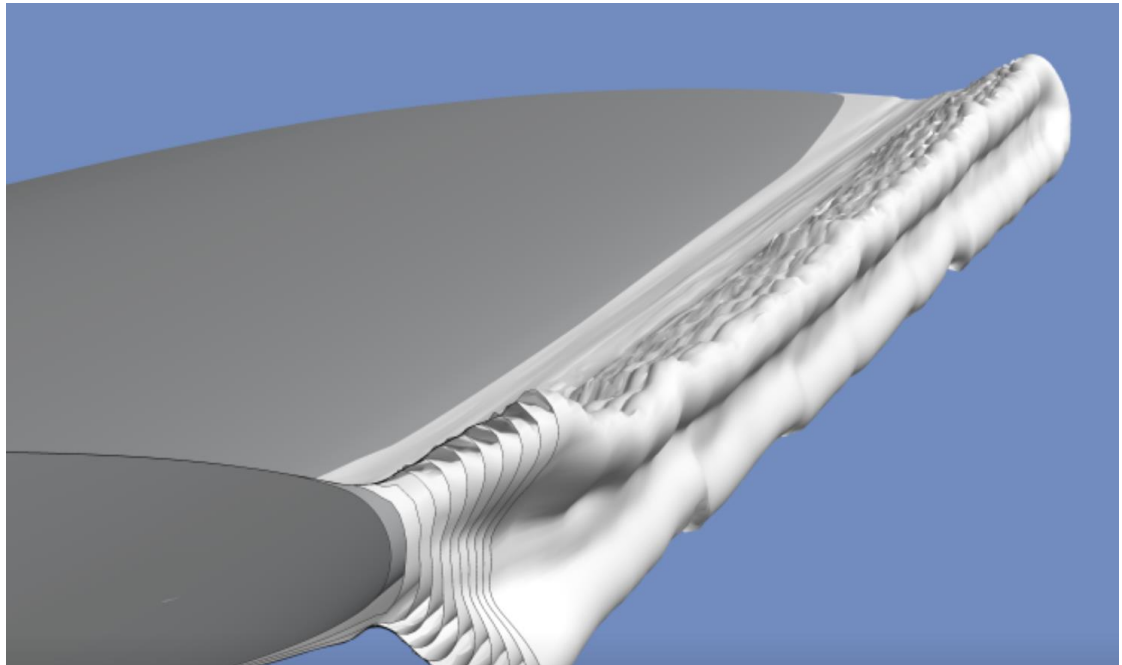


Рис.3.11 3D модель наросту на передній кромці крила на 3хв експерименту

Це моделювання підтверджує необхідність використання системи сповіщення та автоматичного захисту від обмерзання, наявність таких зон обмерзання можуть призвести до катастрофи.

Розроблені методики можуть використовуватися для оцінки впливу обмерзання в заданих метеорологічних умовах на безпеку польотів, під час розслідування авіаційних подій, а так само для оцінки ефективності СЗО.

Також було проведено моделюванням з урахуванням автоматичного спрацювання СЗО. Ці результати зведені в відеофайл, нижче надано декілька скріншотів із розвитку процес обмерзання до рис. 3.12 і після рис. 3.13 спрацювання СЗО.

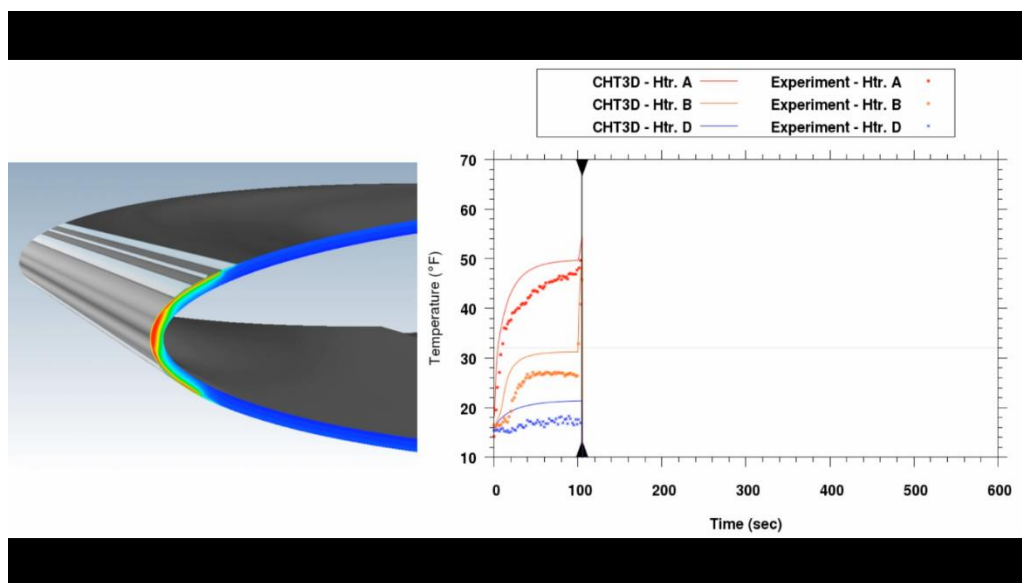


Рис. 3.12 Процес розвитку обмерзання до спрацювання СЗО

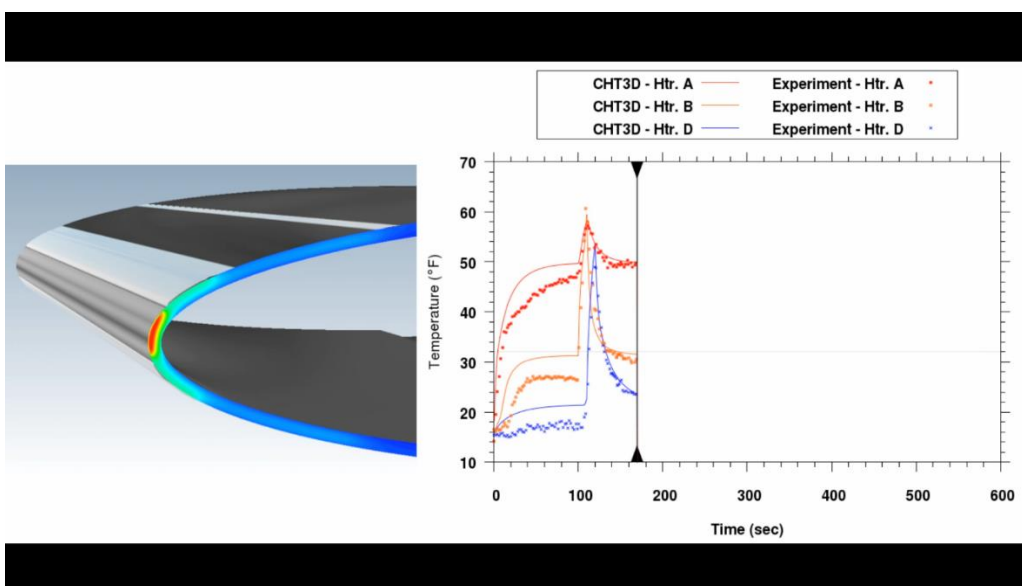


Рис. 3.13 Процес розвитку обмерзання після спрацювання СЗО

Ефективність СЗО, які в якості джерела теплової енергії використовують повітря, відібрану від двигуна і електричний струм може бути оцінена з використанням модулів CHT3D і C3D, які дозволяють розрахувати пов'язаний теплообмін між повітрям, водою, льодом і твердим тілом. Розрахункові повітряні області відокремлені від твердотільних або композиційних областей літального апарату, тому у користувачів є можливість використовувати всі CFD-вирішувачі ANSYS. Для систем відбору повітря проводиться стаціонарний тепловий аналіз, який дозволяє визначити наявність льоду на поверхні, що захищається. Для розрахунку електротермічних СЗО, які в циклічному режимі підключають нагрівальні елементи, необхідно проводити пов'язаний тепловий аналіз в нестационарній постановки, включаючи фазовий перехід, аналіз теплопровідності і стікання конденсату для того, щоб точно передбачити кількість розталого і знову замерзлого льоду. З FENSAP-ICE можливо проаналізувати широкий спектр конфігурацій СЗО.

3.3 Прогнозування умов обледеніння

Як можна зрозуміти з попередніх розділів, в основу прогнозу покладено принцип обробки прийнятих даних із датчика, тобто виходячи з цього можна припустити, що при досяганні певних значень, які в свою чергу вже обраховані і знаходяться в Додатку В, буде утворення криги яке вже можна прогнозувати, для цього потрібно занести дані в програму, а конкретно, критичні параметри утворення криги (β , t_{crit} , w_{crit}).

З моделювання видно що процес кригоутворення починається при таких параметрах, дані яких занесені в табл. 3.4.

Табл. 3.4

$t_{crit} \text{ min}$	$w_{crit} \text{ min}$	$\beta \text{ min}$
-2,56123	24,695	0,01

Для прогнозування обледеніння повітряного судна обрано метод вирахування дельти, тобто $\Delta t_{crit} = t_{crit_2} - t_{crit_1}$, і $\Delta w_{crit} = w_{crit_2} - w_{crit_1}$, виходячи з із даних формул будується таблиця, але так як даних багато, то прийнято рішення використовувати вибірку не всіх параметрів на тільки деяких. Наприклад, маємо параметри які прийшли з програми вже оброблені і занесені в табл. 3.5.

Таблиця 3.5

t_{crit_1}	t_{crit_2}	Δt_{crit}	w_{crit_1}	w_{crit_2}	Δw_{crit}
0,00001	0,00002	0,00001	25,001	25,002	0,001
0,00002	0,00003	0,00001	25,002	25,003	0,001
0,00003	0,00004	0,00001	25,003	25,004	0,001
<i>прогноз</i>	<i>прогноз</i>		<i>прогноз</i>	<i>прогноз</i>	

Так як, дельта на трьох ітераціях не змінювалась, припустимо що і на наступному кроці вона також не зміниться, даний метод добрий тільки для обробки малої кількості даних, тому таблиця із 10 параметрів буде враховувати зміну дельти з трьох ітерацій, при 100 із п'яти ітерацій, а більше 1000 із десяти ітерацій. Прогноз буде справедливий тільки при зміні $\Delta t_{crit} \geq 0.00001$ і $\Delta w_{crit} \geq 0.001$ відповідно.

Висновки по третьому розділу

1. Створення проекту в програмі ANSYS, внесення попередніх даних в модель, і створення середовища моделювання, побудова геометрії крила, і моделювання його критичних умов, для утворення криги на передній кромці крила.
2. Проведено динамічне моделювання процесу обледеніння, отримано результати які повністю задовольняють умови поставлені на початку, і чітко

видно що математична модель процесу обledenіння сформована правильно. Було проведено моделювання при різному куту атаки, і різному часі, після чого отримано результати і графіки утворення криги на передній кромці крила.

4. ПРОГРАМНА І АПАРАТНА РЕАЛІЗАЦІЯ СИСТЕМИ ПРОГНОЗУВАННЯ ОБЛЕДЕНІННЯ

4.1 Функціональні та структурні властивості системи прогнозування та захисту від обледеніння

Функціональні властивості даної системи полягають в тому що, система має забезпечити постійну роботу, для цього було передбачено три режими роботи:

- ручний режим – полягає в тому, що система ввімкнення СЗО може працює в ручному режимі, навіть коли повітряне судно стоїть на землі;
- автоматичний режим (по поточним значенням β , t_{crit} , w_{crit}) – система автоматично вмикає СЗО, коли поточні значення(β , t_{crit} , w_{crit}) випадають з діапазона дозволених значень які занесені до табл. 4.1 – табл. 4.3;
- автоматичний режим (по прогнозу) – система буде автоматично вмикати СЗО із урахуванням прогнозу який описаний в розділі 3.3.

На структурній схемі, яка зображена на рис. 4.1, показано як працює система, на крилі розташовані датчики, максимальна кількість яких може бути 255, сам датчик складається із АЦП який перетворює аналоговий сигнал в цифровий, і також із блоку драйвера MAX485, після драйвера дані по шині RS485 надходять на систему керування де знову ж таки драйвер MAX485 перетворює сигнал і передає на UART контролер, яких вже влаштований в саму MCU, програма обробляє данні по алгоритму, і в залежності від ПО спрацьовує той чи інший режим роботи.

Система прогнозування обледеніння повітряного судна працює постійно і автоматично, в принцип роботи покладено постійна обробка даних, які приходять з датчика обледеніння, тобто в програмному вигляді закладені формули, які були отримані в процесі створення математичної моделі.

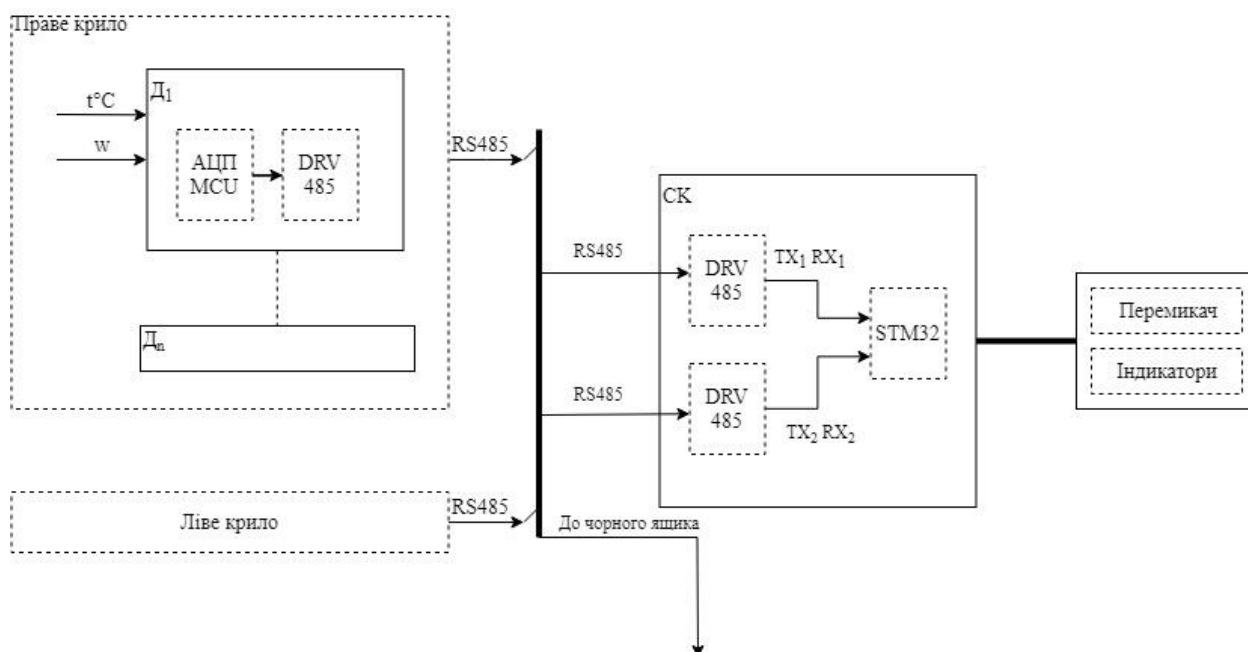


Рис.4.1 Структурна схема

Програма приймає на вхід параметри прийняті із датчика обледеніння, вираховує головні параметри, і коли параметри випадають із того чи іншого діапазону спрацьовує один із трьох світлодіодів.

Перший світлодіод буде сигналізувати пілоту що можливе утворення криги, і рекомендується ввімкнути СЗО, параметри при яких буде спрацьовувати система в табл. 4.1.

Табл. 4.1

$t_{crit} \min$	$w_{crit} \min$	$\beta \min$
-2,56123	24,695	0,01

Другий світлодіод буде автоматично вмикати СЗО, критичні параметри при яких ввімкнеться СЗО в табл. 4.2.

Табл. 4.2

$t_{crit} \min$	$w_{crit} \min$	$\beta \min$
-1,04151	67,991	0,5016

Третій світлодіод буде сигналізувати пілоту про те що треба аварійно приземлитись, для запобігання жертв, дані спрацьовування третього режиму в табл. 4.3.

Табл. 4.3

$t_{crit} \min$	$w_{crit} \min$	$\beta \min$
0,420637	109,647	0,9842

Як можна бачити, що при більш низькій критичній температурі кригоутворення менше, чим навпаки при більш високій температурі але при більшій вологості, це пояснюється тим що капелька води, не встигає примерзнути до фюзеляжу, і просто у вигляді граду, розбивається об фюзеляж.

Для того щоб пілот не відволікався від процесу польоту, було прийняте рішення зробити дану систему повністю автоматичною. Тобто це означає те що під час польоту, розроблена система буде повністю автономною, сигнал з датчика, буде оброблюватись в центральному процесорі, і сигналізувати пілота про можливість обледеніння. На передню панель індикації приборів, буде виведено панель рис.4.2, із трьома світлодіодами, і вмикачем.

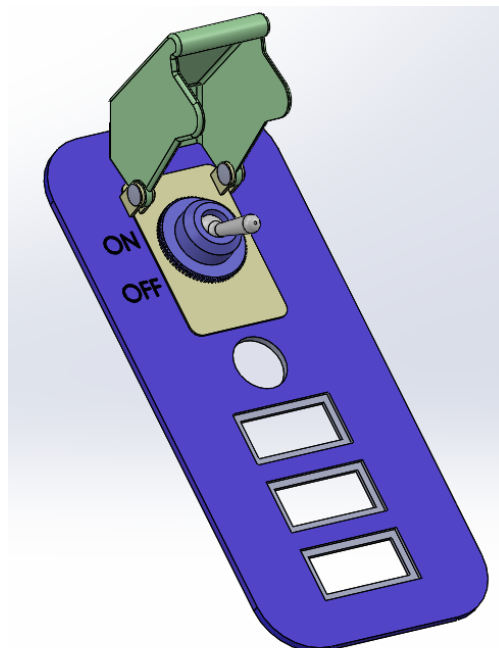


Рис. 4.2 Зовнішній вигляд передньої панелі пристрою

Світлодіоди будуть трьох кольорів:

- червоний – сигналізує повне обмерзання;
- жовтий – сигналізує що потрібно екстрено ввімкнути СЗО;
- зелений – сигналізує що система в нормі.

Для вмикання системи використовується багатопозиційний вмикач, він потрібний для того щоб ввімкнути СЗО, коли пілот завідома знає що погодні умови можуть призвести до утворення криги.

4.2 Апаратна реалізація системи

Для апаратної частини було вибрано контролер STM32F103VET6, його короткі технічні характеристики приведено в табл. 4.4. Вибір на розробку системи впав на Altium Designer.

Система матиме як і внутрішній кварц (вбудований в сам контролер) так і зовнішній на 16Mhz, принципова схема (Додаток А).

Табл.4.4

Корпус	LQFP-100
Ядро	Arm Cortex - M3
Максимальна частота ядра	72МГц
Об'єм пам'яті FLASH	512кБайт
ОЗУ	62кБайт
Кількість входів/виходів	80
Інтерфейси	CAN, I ² C, IrDA, LIN, SPI, UART/USART, USB
Периферія	DMA, Motor Control PWM, PDR, POR, PVD, PWM, Temp Sensor, WDT
АЦП/ЦАП	A/D 16x12b, D/A 2x12b
Напруга живлення	2 - 3,6В
Робоча температура	-40-85

Плата із контролером розроблялася у вигляді модуля, для того щоб при необхідності можна було його замінити, зовнішній вигляд зображений на рис.4.3 (вид спереду), і рис.4.4 (вид ззаду).

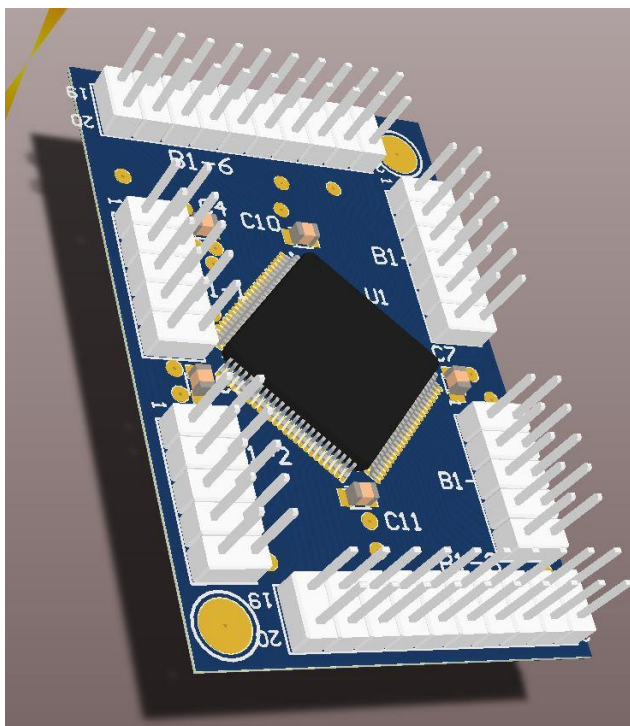


Рис. 4.3 Зовнішній вигляд плати контролера – вид спереду

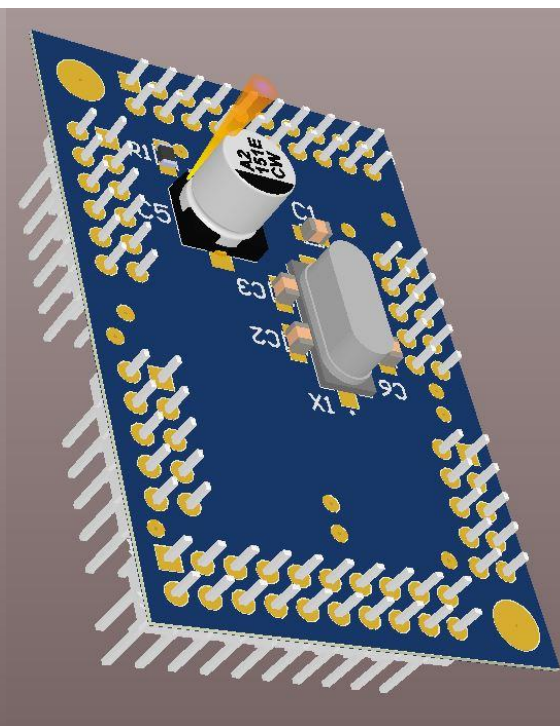


Рис. 4.4 Зовнішній вигляд плати контролера – вид ззаду

Для написання ПО було обрано System Workbench for STM32, а для коду ініціалізації контролера STM32CubeMX. Для початку створимо проект в STM32CubeMX (рис.4.5).

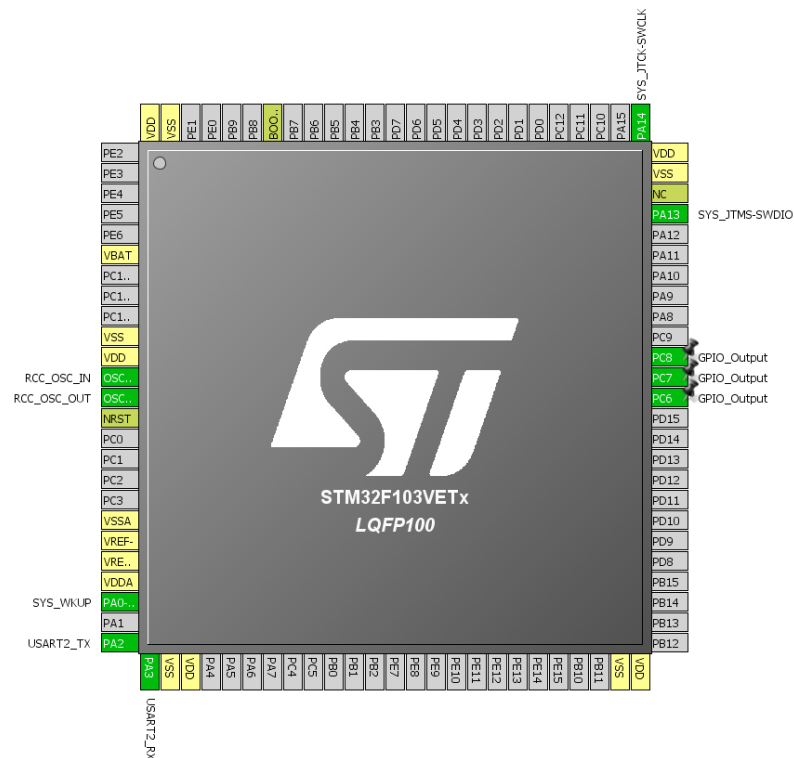


Рис.4.5 Розпіновка контролера

Як можемо бачити контролер підключено в швидкісному режимі на зовнішньому кварці, ввімкнена внутрішня відладка, а також для USART порт для прийому/передачі даних із датчика обледеніння, і порти для виводу на пристрій пілоту ПС про сигналізацію прогнозу можливого утворення льоду на повітряному судні.

Налаштування тактування, так як уже було сказано вище, контролер може працювати в двох режимах внутрішньому і зовнішньому, у нас буде встановлений 16МГц кварц. У вкладці Clock Configuration налаштуємо під наш проект (рис.4.6).

Тактування налаштовувалось через вкладку Confrination (рис.4.7).

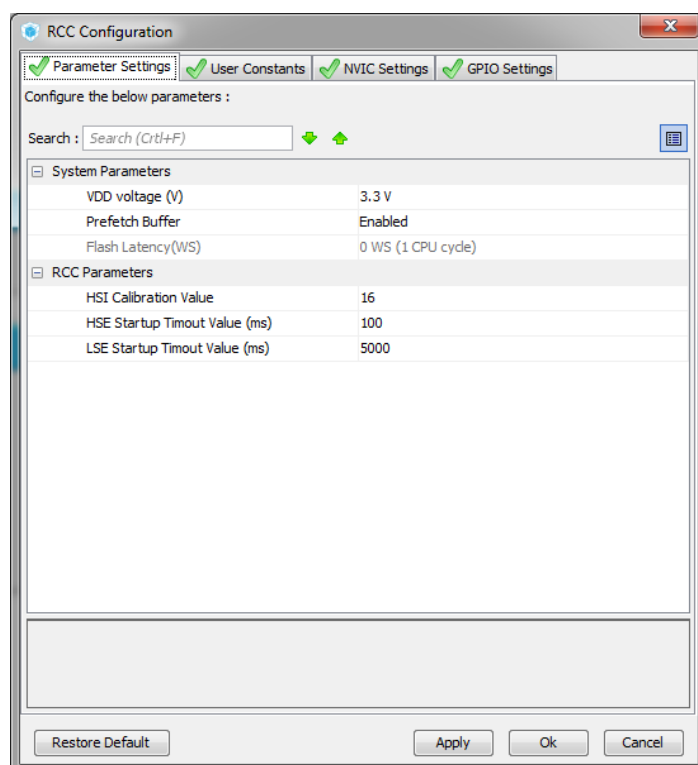


Рис.4.7 Налаштування тактування

Після налаштування кварцу, налаштуємо порти передачі даних USART (рис.4.8).

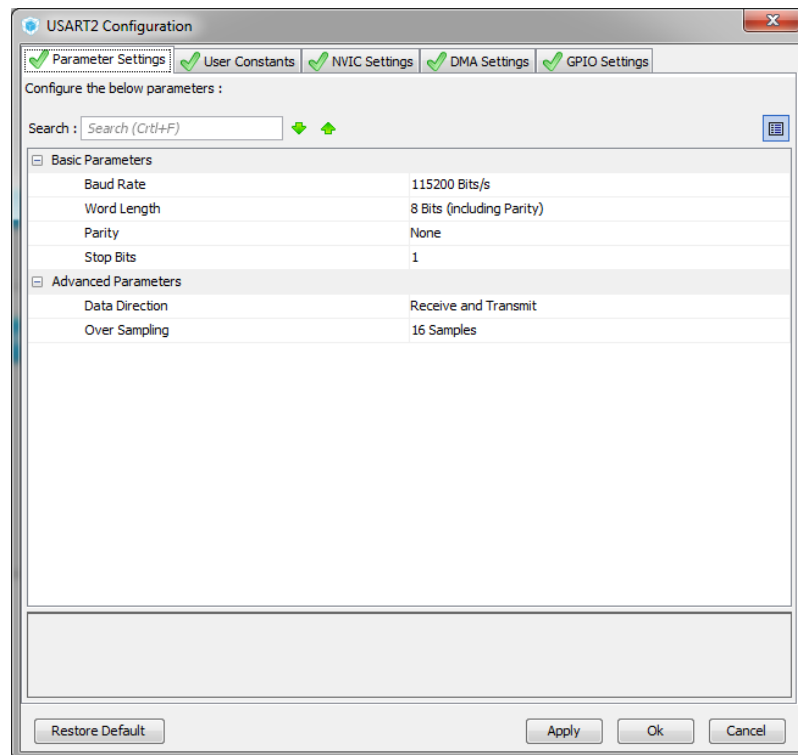


Рис.4.8 Вікно налаштування USART

І вже тільки після цього можемо генерувати код ініціалізації для програми System Workbench for STM32.

4.2 Алгоритм програми мікроконтролера системи прогнозування та захисту від обледеніння

Заносимо наші данні в програму, спочатку перетворимо формули (2,7) (2,19) (2,20) в програму, але так як в нас кожен параметр це буфер даних, тому треба данні які будуть зняті із датчиків занесені в буфер даних, тобто раз в секунду, датчик буде записувати на $n+1$ позицію якесь число, для цього потрібний перший цикл, в другому циклі, ці данні будуть забиратись із буфера і заноситись в формулу, і в третьому циклі буде опрацювання і ввімкнення одного з трьох індикаторів. Весь алгоритм роботи програми рис. 4.9.

```

while (1)
{
    for(;;){
        int i = 0;
        for(i=0; i=10 ;i++){
            void Tcrit_func(float Lvp[i],float Cp[i],float Eov[i],float Etv[i],float
P[i],float V[i],float Vinf[i],float r[i],float Winf[i],float E[i],float a[i],float
Cv[i],float tinf[i] )
            {
                uint32_t Tcrit = ((0.622*Lvp/2*Cp)*((Eov-Etv)/P)-(1-((V/Vinf)^2)*(1-
r))*((Vinf^2)/2*Cp)+((Winf*Vinf*E)/a)*(Cv*tinf+((Vinf^2)/2)))/(1+((Winf*Vinf
*E)/a)*Cv);
            }
            void Wcrit_func(float Lz[i],float Cp[i],float Eov[i],float Etv[i],float
P[i],float V[i],float Vinf[i],float r[i],float Winf[i],float E[i],float a[i],float
Cv[i],float tinf[i],float Lsubl[i] )
            {
                uint32_t Wcrit = ((a/Vinf*E)*(-tinf+(0.622*Lsubl/2*Cp)*((Eov-
Etv)/P)-((1-((V/Vinf)^2)*(1-r))) ((Vinf^2)/2*Cp)))/(Lz+Cv*tinf+(Vinf^2)/2);
            }
            void b_func(float Mvp[], float Mv[], float Mk, float tinf[])
            {
                uint32_t b = (1-(Mvp/Mv)-(1-(Mk/Mv))(1-(tinf/80)));
            }
        }
    }
}

```

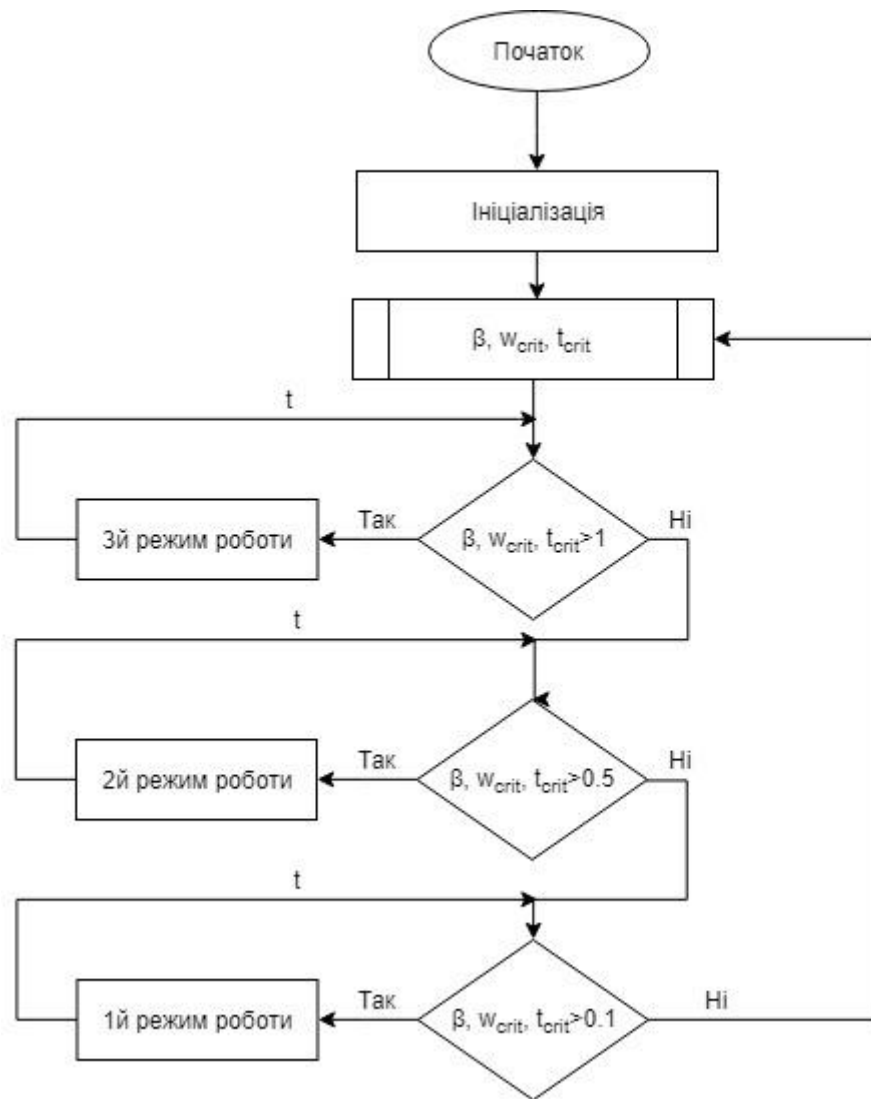


Рис.4.9 Алгоритм роботи програми

Залишилось вибрати назву і місце розміщення проекту на диску комп'ютера, а також уточнити налаштування для процесу генерації коду проекту. Для цього заходимо в відповідний розділ меню: "Project → Settings".

Тут, у вкладці "Code Generator" потрібно поставити відсутні мітки в рядках розділу "Generated files", а також дозволити "Enable Full Assert" для HAL Settings і перевести невикористовувані висновки в режим мінімального енергоспоживання [35-36].

У вкладці "Project" потрібно дати проекту назва (наприклад, ledtest), а також можна вибрати зручне місце розміщення проекту. Буде краще, якщо цей каталог співпадає з робочим каталогом для System Workbench for STM32.

У рядку "Toolchain / IDE" необхідно вибрати наступний робочий інструмент - SW4STM32. На завершення натискаємо "Ok".

Всі створені налаштування можна буде проконтролювати в окремому файлі, створюваному після запуску команди: Project → Generate Report. А для генерації коду проекту запускаємо фінальну операцію: Project → Generate Code.

Далі необхідно буде імпортувати отриманий код проекту в середу SW4STM32.

Відкриваємо "System Workbench for STM32", із завданням при першому запуску в якості робочого простору каталогу, де збережені робочі файли STM32CubeMX. Змінити робочий простір можна згодом через меню: File → Switch Workspace.

Імпортувати створений в CubeMX проект в вікно "Project Explorer" можна через меню: File → Import. У вікні "Import" потрібно розгорнути розділ "General", де вибирається рядок "Existing Project into Workspace". Після натискання на кнопку "Next" з'являється чергове вікно, де в рядку "Select root directory" потрібно вибрати каталог робочого файлу. Після цього в поле "Proejcts:" з'являється рядок ledtest Configuration і активізується кнопка "Finish". Після натискання на неї у вікні "Project Explorer" з'являється файлова структура імпортованого з CubeMX проекту у вигляді основної папки ledtest Configuration з вкладеннями. Після всіх виконаних операцій можемо бачити результат, тобто код ініціалізації (рис.4.10) [35-36].

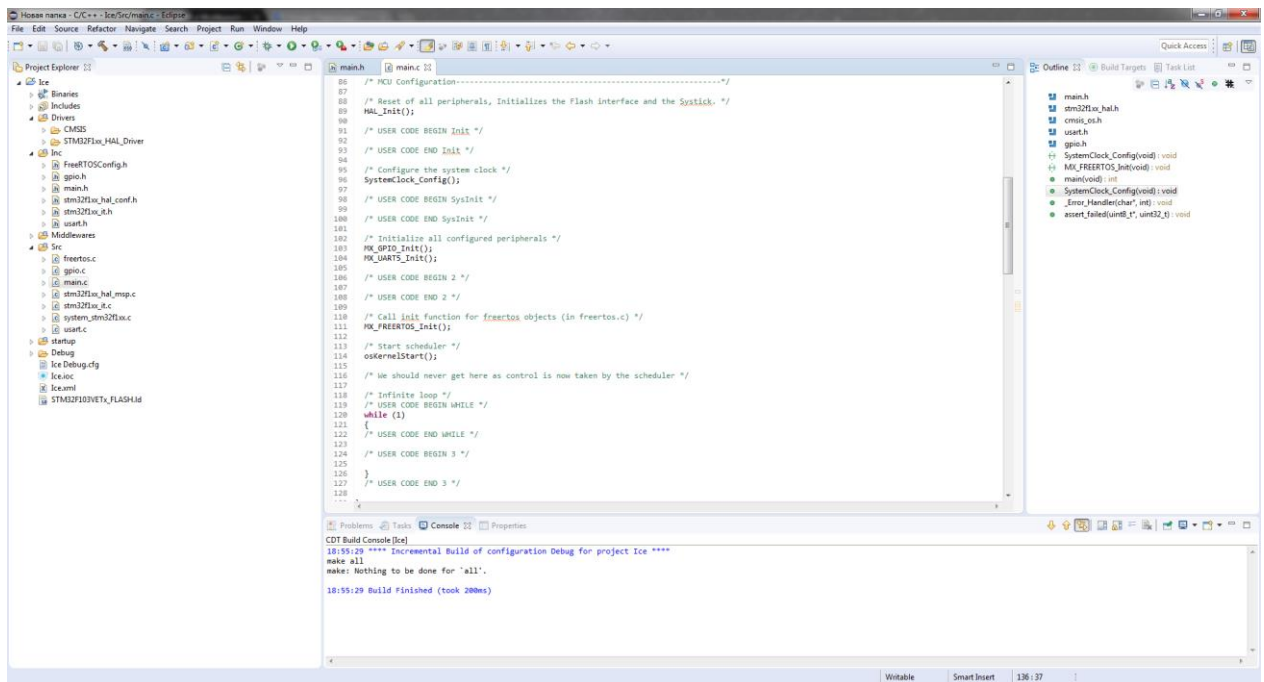


Рис.4.10 Робоча область IDE

4.2.1 Обробка даних в програмі

Так як було сказано раніше, датчик обледеніння і центральний процесор будуть зв'язуватись по інтерфейсу USART [35-36]. В тілі програми будуть оброблятися і відправлятися на порти виходу, які в свою чергу будуть іти на індикатор пілоту.

В основі ПО є використання табличних засобів.

Повний код програми можна побачити в Додатку Б.

За прийом даних із датчиків буде відповідати цей фрагмент коду заносити данні в формулу і опрацьовувати їх:

```
void USART2_IRQHandler(void)
{
    if (USART_GetITStatus(USART2, USART_IT_TXE) == SET)
    {
        USART_ClearITPendingBit(USART2, USART_IT_TXE);

        if (Send_buffer[Send_count] != 0)
        {
            USART_SendData(USART2, Send_buffer[Send_count]);
            Send_count++;
        } else {
            Send_count = 0;
            USART_ITConfig(USART2, USART_IT_TXE, DISABLE);
        }
    }
}
```

```

    }
}
if (USART_GetITStatus(USART2, USART_IT_RXNE) == SET)
{
    USART_ClearITPendingBit(USART2, USART_IT_RXNE);

    Recieve_buf[Recieve_W] = USART_ReceiveData(USART2);
    Recieve_W++;
    Recieve_C++;
}
}

```

Після того як ми прийняли данні і занесли їх в буфер, данні опрацьовуються по формулам, і в залежності від отриманих значень вмикають відповідний індикатор [35-36].

4.3 Визначення місця розміщення датчика обледеніння

Вплив обмерзання зовнішній поверхні повітряного судна (ПС) на його характеристики може бути дуже суттєвим. Відведення енергії на потреби ПОС призводить до погіршення польотно-технічних характеристик і зниження конкурентоспроможності ПС. На більшості сучасних ПС для мінімізації відбору енергії використовуються СЗО з автоматичним включенням / виключенням. Включенням і вимиканням СЗО управляє сигнал від датчика обмерзання (ДО), що пред'являє до роботи датчика певні вимоги. Одне з головних - ДО повинен сигналізувати про початок освіти льоду на зовнішній поверхні літака якомога раніше. В іншому випадку можлива ситуація, коли до моменту виявлення обмерзання датчиком, товщина льоду на вході в повітрозабірник (ПЗ) двигуна перевищить критичні для нормальної роботи двигуна величини або лід на крилі або оперенні неприпустимо погіршить аеродинамічні характеристики (АДХ) ВС.

В рамках робіт з сертифікації в EASA системи автоматичного включення СЗО з рівнем "Primary" ПС розроблена методика докази того, що до моменту включення ПОС на поверхні ПС не утворюється крижаних наростів неприпустимого розміру. А так як параметри обмерзання датчика

залежать від його місця розташування, то вже на ранніх етапах проектування ВС при виборі місця розташування ДО разом з "традиційними" вимогами повинно враховуватися і вимога щодо своєчасного його реагування на умови обмерзання.

На рис. 4.11 показаний загальний вид ДО і схема його кріплення, а також зазвичай місця його установки на транспортних ПС.

Зазвичай використовуються два ДО, що встановлюються симетрично з боків фюзеляжу.

До традиційних віднесені вимоги, які звичайно пред'являються до місця розташування ДО на ПС:

1. Повинно бути забезпечено потрапляння на циліндр ДО достатньої кількості води з потоку, що набігає.
2. Статична температура в обраному місці розміщення ДО приблизно дорівнює температурі навколишнього середовища.
3. Відсутність ефекту інтерференції між ДО і іншими датчиками, розміщеними на поверхні фюзеляжу.

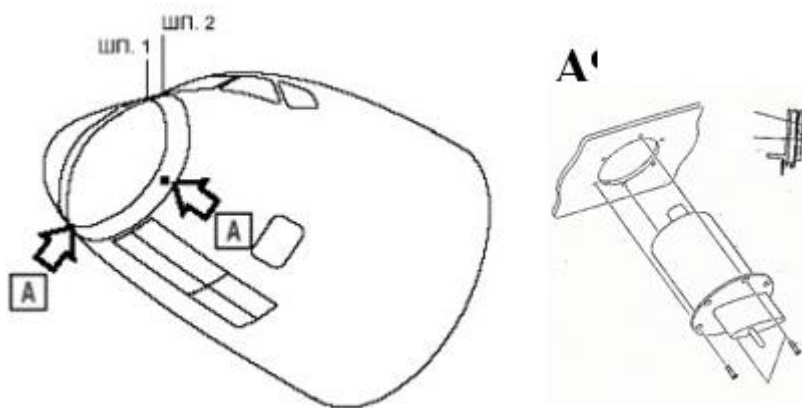


Рис. 4.11 Типові місця розміщення ДО на транспортному ПС

Вибір місця установки ДО повинен проводитися для всієї області очікуваних умов експлуатації, тобто від мінімального до максимального значень наступних параметрів: числа Маха; висоти і швидкості польоту; кута атаки для різних фаз польоту. Як приклад в табл. 4.5 наведено перелік розрахункових режимів для одного з регіональних ПС.

Таблиця 4.5

Фаза політу	Число Маха	Швидкість (KTAS)	Кут атаки, град.	Висота, ft
Takeoff	0,227	150	-1	0
Takeoff	0,227	150	14	0
Hold	0,57	347	0,5	22 000
Hold	0,57	347	3,25	22 000
Hold	0,57	347	6	22 000
Cruise	0,81	477	0,5	30 000
Cruise	0,81	477	3,25	30 000
Cruise	0,81	477	6	30 000

У розрахунках умови навколишнього середовища відповідають умовам Міжнародної стандартної атмосфери (ISA) на заданій висоті. Крім того, розглядаються водяні краплі різного розміру, відповідного Додатку С до АП 25 (CS 25, FAR 25), що визначає умови обмерзання в умовах хмарності (діаметром від 10 до 50 мкм). Крім того, розглядаються також умови з переохолодженими великими краплями (Supercooled Large Droplet - SLD), коли діаметр крапель становить 100 мкм і більше.

Для визначення кількості води, що потрапляє на циліндр ДО, використовуються різні чисельні методи обтікання (CFD-методи) з моделюванням знаходяться в потоці водяних крапель. Сучасне програмне забезпечення (ПЗ) дозволяє використовувати для цих цілей рішення рівнянь Нав'є-Стокса (наприклад, ВО "FLUENT"), в результаті отримуючи поле течії навколо ВС. Обчислення траєкторій крапель (метод Лагранжа) проводиться "вкиданням" в потік крапель з рівновіддалених один від одного точок викиду, що розташовуються на віддаленій вгору по потоку площині перед ПС. Для крапель задаються початкові умови, сумісні з умовами вільного потоку, і розраховуються траєкторії в поле потоку. Відстеження частинок виробляється поза рамками первісного розрахунку потоку. Краплі різних розмірів рухаються по різних траєкторіях через різницю в їх інерції і опорі.

Кожна крапля відстежується через перетин з площиною, розміщеної в тій же позиції по осі X, що і ДО.

На рис. 4.12 показано розподіл крапель за цій площині для різних їх діаметрів. Видно, що фюзеляж утворює "тінь", куди краплі не потрапляють. Для заданих умов польоту зазвичай існує критичний діаметр крапель, при якому висота тіні в розглянутій площині максимальна. Для представлених умов польоту (режим "Очікування") максимальна висота тіні утворюється при діаметрі крапель 50 мікрон.

На рис. 4.13 для режиму крейсерського польоту показані перетину з площиною, що проходить через ДО, найближчих до поверхні фюзеляжу крапель при різному їх діаметрі, а також положення самого ДО.

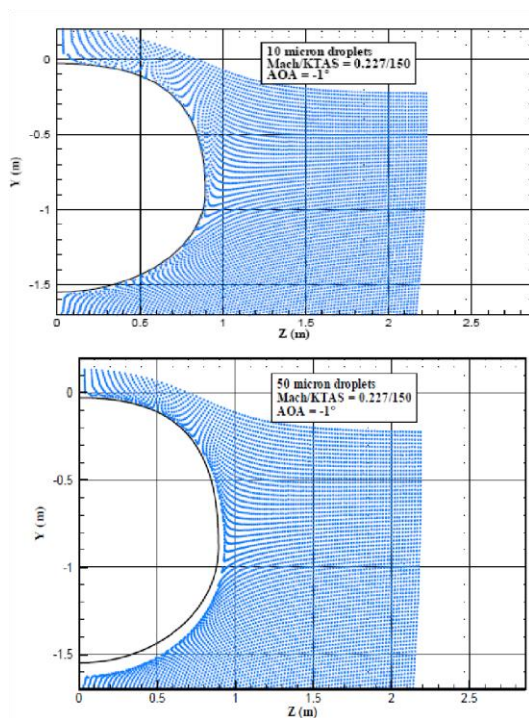


Рис. 4.12 Модель обтікання тіла потоком повітря, що містить краплі води.

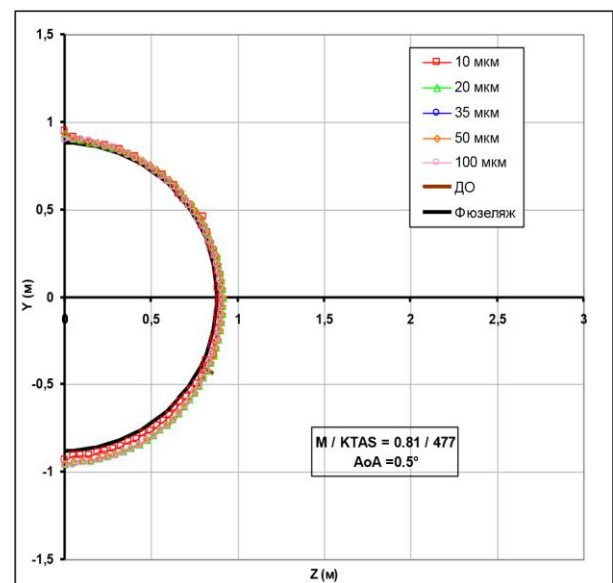


Рис. 4.13 Фізична модель потрапляння крапель води різного діаметру на ПС

На рис. 4.14 представлена висота затінення як функція кута від верхнього до нижнього батекс фюзеляжу, що є більш наочним. Видно, що на даному режимі максимальна тінь утворюється при діаметрі крапель 35 мкм. Аналогічні дані потрібно мати для всіх режимів польоту. На цьому ж малюнку представлена гранично допустима величина затінення, яка

визначається як висота ДО від поверхні фюзеляжу, зменшена на товщину витіснення прикордонного шару. Крім того, як показує практика, час реакції ДО на обмерзання не змінюється до тих пір, поки утворення льоду відбувається не менше 1/8 дюйма висоти циліндра датчика. Отже, при визначенні допустимої величини затінення це повинно враховуватися.

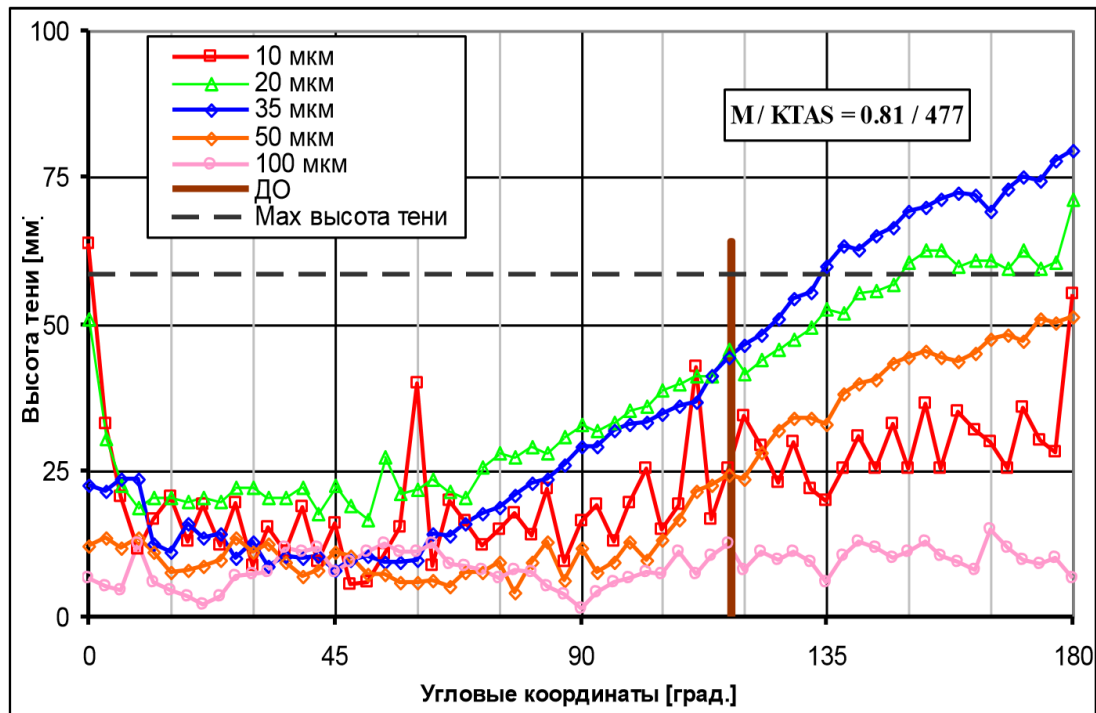


Рис. 4.14 Графік розміщення ДО в залежності від кута падіння і тіні

Метод Лагранжа може використовуватися для консервативної оцінки висоти затінення. У якості більш точного, але більш витратного, може використовуватися метод Ейлера, дозволяє визначити також зміна локальної водності в будь-якій точці потоку при обтіканні, що характеризується "фактором концентрації" або "коефіцієнтом overconcentration" і визначається як:

$$\alpha = \frac{LWC_L}{LWC}, \quad (4.1)$$

де LWC (Liquid Water Content) - водність в набігає потоці;
 LWC_L - локальна водність в даній точці потоку.

Як приклад на рис. 4.15 показано розподіл фактора концентрації в зоні розташування ДО, отримане методом Ейлера.

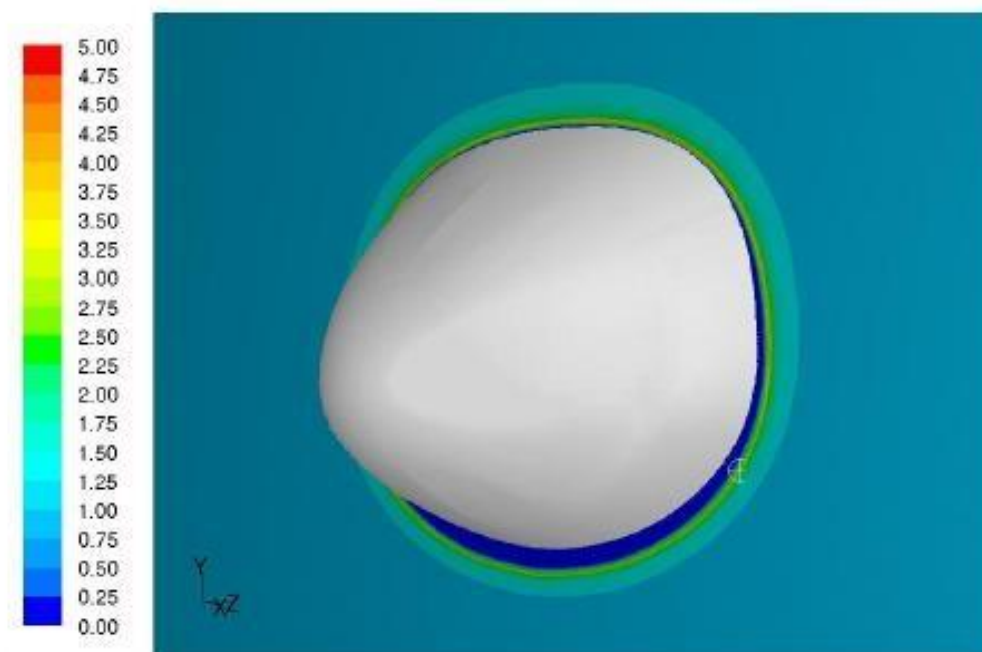


Рис. 4.15 Модель розподілу фактора концентрації

На рис. 4.16 показано розподіл концентрації водності в залежності від відстані до поверхні фюзеляжу для крапель різного діаметру. Точками відзначені розміри областей затінення, отримані для аналогічних методом Лагранжа. Також наведені максимальний розмір затінення і висота ДО. Видно, що всередині області затінення, визначеної методом Лагранжа, величина водності досягає істотних значень, що забезпечує наявність води на циліндрі ДО (в даному випадку циліндр розташовується в діапазоні $38 \div 64$ мм від поверхні фюзеляжу).

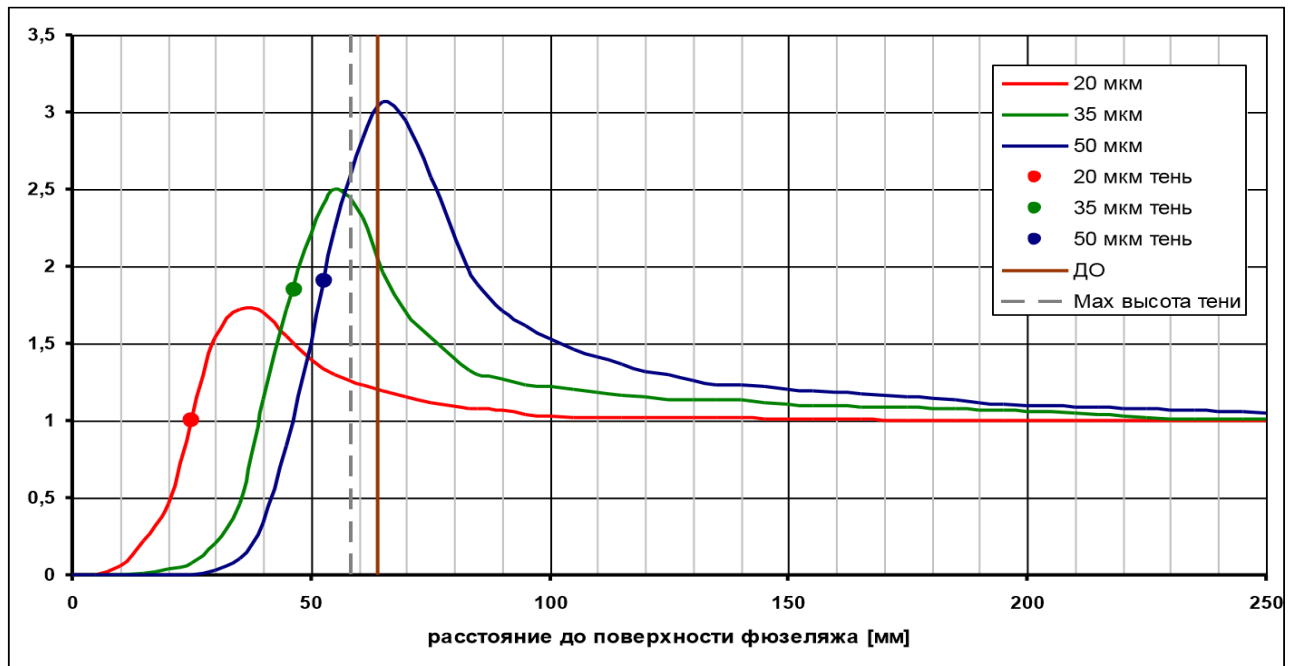


Рис. 4.16 Розподіл концентрації водності в залежності від відстані до поверхні фюзеляжу для крапель різного діаметру

Таким чином, перша вимога - забезпечення достатньої кількості води на датчику в даному випадку виконується. Що стосується другої вимоги - статична температура в обраному місці розміщення ДО повинна бути приблизно дорівнює температурі навколишнього середовища або нижче її, то для цього необхідно мати дані про характеристики потоку в передбачуваному місці розташування ДО. Як приклад в табл. 4.6 наведені розрахункові дані про характеристики потоку для режимів польоту, наведених в табл. 4.5.

Таблица 4.6

Число Маха	Кут атаки, град.	$C_{pДО}$	$T_{до}/T_{\infty}$	$T_{до}-T_{\infty}(^{\circ}\text{C})$
0,227	-1	-0,137	0,999	-0,401
0,227	14	0,129	1,001	0,426
0,57	0,5	-0,098	0,994	-1,539
0,57	3,25	-0,026	0,998	-0,404
0,57	6	0,034	1,002	0,553
0,81	0,5	-0,076	0,990	-2,289
0,81	3,25	0,002	1,000	0,070
0,81	6	0,067	1,009	1,986

Видно, що зміна статичної температури в районі датчика незначно і лише на одному режимі, при максимальному числі Маха і великому куті атаки становить близько 2 °С.

Виконання третьої вимоги - відсутність інтерференції з іншими датчиками вимагає виконання розрахунків з візуалізацією ліній струму на різних режимах польоту і аналізу можливості попадання вихрового сліду з ДО на інші датчики. Аналіз повинен враховувати можливість дисипативного зниження інтенсивності вихору при достатньому видаленні від ДО.

Як приклад на рис.4.17 наведені розрахунки обтікання носової частини фюзеляжу дозвукового ПС, із точками для найліпшого розташування ДО.

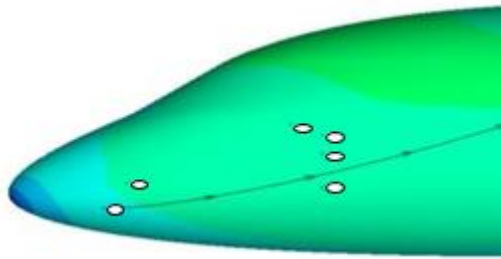


Рис. 4.17 Зони для розміщення ДО

На рис. 4.17 позначені місця розташування датчиків, лінія струму проходить через ДО. Видно, що на даному режимі лінія струму вниз по потоку розташовується між двома датчиками, що при зміні кута атаки польоту в ту чи іншу сторону загрожує можливістю потрапляння сліду від ДО на ці датчики. Необхідно або вибрати інше відносне розташування датчиків, або довести відсутність впливу попадання сліду від ДО на показання датчиків, розташованих нижче по потоку.

Як було сказано вище, до розглянутим вимогам до розташування ДО вводиться додаткове: система автоматичного включення СЗО з рівнем "Primary" повинна забезпечувати включення СЗО до того, як на поверхні ВС утворюються крижані нарости неприпустимого розміру. Тобто необхідно показати, що до цього моменту на ДО утворилося кількість льоду, необхідне

для його спрацьовування. В іншому випадку для розташування ДО необхідно знаходити більш підходяще місце.

Доказ виконання цього додаткового вимоги розпадається на три напрямки:

1. Визначення зон на зовнішній поверхні ПС, обмерзання яких впливає на безпеку польоту чи істотно погіршує АДХ ПС ("зон, чутливих до обмерзання - ЗЧО").
2. Доказ того, що критична температура для ДО вище критичної температури ЗЧО.
3. Аналіз швидкості наростання льоду в ЗЧО і на ДО.

Висновки по четвертому розділу

1. Розроблену в роботі математичну модель, і виведені критичні формули для температури і водності, разом із коефіцієнтом намерзання, по яким проведено моделювання, було побудовано пристрій для прогнозування і сигналізації пілоту про можливість утворення криги на повітряному судні.
2. Було розроблено принципову схему пристрою і написано програмне забезпечення, яке працює повністю автоматично.
3. Описано алгоритм роботи програми для прогнозування обледеніння повітряного судна, опис розробки програмного забезпечення.
4. Проведено моделювання для оптимального вибору місця розташування датчика обледеніння, а також описано модель обтікання повітряного потоку на основі метода Ейлера, для того щоб компенсувати поняття «тінь».

5. РОЗРОБЛЕННЯ СТАРТАП ПРОЕКТУ

Стартап як форма малого ризикового (венчурного) підприємництва впродовж останнього десятиліття набула широкого розповсюдження у світі через зниження бар'єрів входу в ринок (із появою інтернету як інструменту комунікацій та збуту стало простіше знаходити споживачів та інвесторів, займатись пошуком ресурсів, перетинати кордони між ринками різних країн), і вважається однією із наріжних складових інноваційної економіки, оскільки за рахунок мобільності, гнучкості та великої кількості стартап-проектів загальна маса інноваційних ідей зростає.

Проте створення та ринкове впровадження стартап-проектів відзначається підвищеною мірою ризику, ринково успішними стає лише невелика частка, що за різними оцінками складає від 10% до 20%. Ідея стартап-проекту, взята окремо, не вартує майже нічого: головним завданням керівника проекту на початковому етапі його існування є перетворення ідеї проекту у працюючу бізнес-модель, що починається із формування концепції товару (послуги) для визначеної клієнтської групи за наявних ринкових умов.

Розроблення та виведення стартап-проекту на ринок передбачає здійснення низки кроків, в межах яких визначають ринкові перспективи проекту, графік та принципи організації виробництва, фінансовий аналіз та аналіз ризиків і заходи з просування пропозиції для інвесторів. Узагальнено етапи розроблення стартап-проекту можна подати таким чином.

Етапи розроблення стартап-проекту

1. Маркетинговий аналіз стартап-проекту

В межах цього етапу:

- розробляється опис самої ідеї проекту та визначаються загальні на-прями використання потенційного товару чи послуги, а також їх відмінність від конкурентів;
- аналізуються ринкові можливості щодо його реалізації;

- на базі аналізу ринкового середовища розробляється стратегія ринкового впровадження потенційного товару в межах проекту.

2. *Організація стартап-проекту* В межах цього етапу:

- складається календарний план-графік реалізації стартап-проекту;
- розраховується потреба в основних засобах та нематеріальних активах;
- визначається плановий обсяг виробництва потенційного товару, на основі чого формулюється потреба у матеріальних ресурсах та персоналі;
- розраховуються загальні початкові витрати на запуск проекту та планові загальногосподарські витрати, необхідні для реалізації проекту.

3. *Фінансово-економічний аналіз та оцінка ризиків проекту* В межах цього етапу:

- визначається обсяг інвестиційних витрат;
- розраховуються основні фінансово-економічні показники проекту (обсяг виробництва продукції, собівартість виробництва, ціна реалізації, податкове навантаження та чистий прибуток) та визначаються показники інвестиційної привабливості проекту (запас фінансової міцності, рентабельність продажів та інвестицій, період окупності проекту);
- визначається рівень ризикованості проекту, визначаються основні ризики проекту та шляхи їх запобігання (реагування на ризики).

4. *Заходи з комерціалізації проекту*

Цей етап спрямовано на пошук інвесторів та просування інвестиційної пропозиції (оферти). Він передбачає:

- визначення цільової групи інвесторів та опису їх ділових інтересів;
- складання інвест-пропозиції (оферти): стислої характеристики проекту для попереднього ознайомлення інвестора із проектом;
- планування заходів з просування оферти: визначення комунікацій-них каналів та площадок та планування системи заходів з просування в межах обраних каналів;

- планування ресурсів для реалізації заходів з просування оферти.

Означені етапи, реалізовані послідовно та вчасно – створюють передумови для успішного ринкового старту. Проте фахівці зі створення та розвитку стартап-проектів окремо відзначають, що відсутність маркетингових знань та умінь, що уможливають розробку ринково затребуваного проекту із вихідної ідеї, є основною причиною високого рівня банкрутств стартап-компаній, і ця проблема може бути вирішена за рахунок навчання винахідників.

5.1. Опис ідеї проекту

Опис ідеї стартап – проекту наведено в табл. 5.1 , а визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту в табл. 5.2.

Таблиця 5.1.

Зміст ідеї	Напрямки застосування	Вигоди для користувача
Створення системи прогнозування можливості обслуговування повітряного судна	Цивільна авіація	Максимальне убезпечення польотів

Таблиця 5.2.

Визначення сильних, слабких та нейтральних характеристик ідеї проекту

№ п/п	Техніко-економічні характеристики ідеї	(потенційні) товари/концепції конкурентів				W (слабка сторона)	N (нейтральна сторона)	S (сильна сторона)
		Мій проект	Конкурент1	Конкурент2	Конкурент3			
1.	Прогнозування в реальному часі	+	-	-	-			+
2.	Сповіщення про обслуговування	+	+	+	+			
3.	Автоматичне ввімкнення СЗО по поточним параметрам	+	+	+	+			
...	Автоматичне	+	-	-	-			+

	ввімкнення СЗО по прогнозу							
--	----------------------------------	--	--	--	--	--	--	--

5.2. Технологічний аудит ідеї проекту

Технологічна здійсненність ідеї проекту наведено в табл. 5.3.

Таблиця 5.3.

№ п/п	Ідея проекту	Технології її реалізації	Наявність технологій	Доступність технологій
1	Прогнозування обледеніння повітряного судна	Розробка, дослідження	Наявн а	Доступна

5.3. Аналіз ринкових можливостей запуску стартап-проекту

Попередня характеристика потенційного ринку стартап проекту наведено в табл. 5.4., а характеристика потенційних клієнтів в табл. 5.5.

Таблиця 5.4.

п/п	Показники стану ринку (найменування)	Характеристика
	Кількість головних гравців, од	20
	Загальний обсяг продаж, грн/ум.од	10
	Динаміка ринку (якісна оцінка)	Зростає
	Наявність обмежень для входу (вказати характер обмежень)	Відсутність масового виробництва
	Специфічні вимоги до стандартизації та сертифікації	Згідно авіаційних правил України
	Середня норма рентабельності в галузі (або по ринку), %	150

Таблиця 1.5.

№ п/п	Потреба, що формує ринок	Цільова аудиторія (цільові сегменти ринку)	Відмінності у поведінці різних потенційних цільових груп клієнтів	Вимоги споживачів до товару
	Убезпечення польотів в цивільній авіації	Великі авіакомпанії та підприємства що	Експлуатація згідно сертифікаційних правил	- до продукції Надійність Якість

		займаються виготовлення літальних апаратів		Новизна - до компанії Пунктуальність
--	--	---	--	--

Таблиця 5.6. Фактори загроз

№ п/п	Фактор	Зміст загрози	Можлива реакція компанії
1	Дефекти при виготовленні друкованої плати	Виникнення дефектів при виготовленні друкованих плат через несправність обладнання чи недостатню кваліфікацію працівників.	Заміна пристрою, або ремонт

Таблиця 5.7. Фактори можливостей

п/п	Фактор	Зміст можливості	Можлива реакція компанії
	Якість виготовлення пристрою	Якісно виготовлене обладнання, без дефектів	Залучення

Таблиця 5.8. Ступеневий аналіз конкуренції на ринку

Особливості конкурентного середовища	В чому проявляється дана характеристика	Вплив на діяльність підприємства (можливі дії компанії, щоб бути конкурентоспроможною)
1. Вказати тип конкуренції - чиста	В кого краще – в того і купують.	Покращення товару та обслуговування.
2. За рівнем конкурентної боротьби - локальний	Належить до вузького ринку збуту.	Розширення функціоналу та орієнтації користувачів.
3. За галузевою ознакою - внутрішньогалузева	Притаманна лише в середині однієї галузі застосування.	Розширення функціоналу та галузей застосування.
4. Конкуренція за видами товарів: - товарно-видова	Відрізняється видом схеми електричної, підбором компонентів між конкурентами.	Розширення функціоналу пристрою.
5. За характером конкурентних переваг	Чим дешевше – тим привабливіше, чим краще	Зниження собівартості та

- цінова / нецінова	тим рентабельніше.	покращення якості товару.
6. За інтенсивністю - не марочна	Не жорстка конкуренція.	Не агресивні форми піару.

Таблиця 5.9. Обґрунтування факторів конкурентоспроможності

№ п/п	Фактор конкурентоспроможності	Обґрунтування (наведення чинників, що роблять фактор для порівняння конкурентних проектів значущим)
	Ручне ввімкнення системи захисту від обледеніння.	Швидкодія системи більше, тому і привабить більше покупців

Таблиця 5.10. SWOT- аналіз стартап-проекту

Сильні сторони: Прогнозування Менші габарити схеми Менші габарити самого пристрою	Слабкі сторони: Велика ціна
Можливості: Автоматичне ввімкнення СЗО по поточним параметрам, по прогнозу, і ручне ввімкнення.	Загрози: Дефекти при виробництві

Таблиця 5.11. Визначення базової стратегії розвитку

№ п/п	Чи є проект «першопрохідцем» на ринку?	Чи буде компанія шукати нових споживачів, або забирати існуючих у конкурентів?	Чи буде компанія копіювати основні характеристики товару конкурента, і які?	Стратегія конкурентної поведінки*
	Так	Так	Ні	агресивна

Таблиця 5.12. Визначення ключових переваг концепції потенційного товару

№ п/п	Потреба	Вигода, яку пропонує товар	Ключові переваги перед конкурентами (існуючі або такі, що потрібно створити)
1	Забезпечення безпеки польотів цивільної авіації.	Прогнозування процесу обледеніння.	Прогнозування процесу ще до його утворення.

Таблиця 5.13. Визначення меж встановлення ціни

№ п/п	Рівень цін на товари-замінники	Рівень цін на товари-аналоги	Рівень доходів цільової групи споживачів	Верхня та нижня межі встановлення ціни на товар/послугу
-------	--------------------------------	------------------------------	--	---

1	Немає	Немає	Немає	50000/100000
---	-------	-------	-------	--------------

Висновки по п'ятому розділу

В результаті проведеного маркетингового аналізу перспектив реалізації запропонованих науково-технічних рішень та пропозицій, оцінювання можливостей їх ринкового впровадження можна стверджувати, що розроблюваний проект має можливість ринкової комерціалізації та може бути рентабельним проектом на ринку. Зростання попиту на аналогічні товари додає масовості придбання подібних пристроїв, але створює жорсткі конкурентні умови виходу на ринок.

Проект має високі перспективи впровадження з огляду на сучасний стан промисловості, яка потребує нових потужних та економних рішень. Бар'єрами входження на ринок може бути відсутність масового виробника, сильний конкурентний тиск з боку великих фірм аналогічних продуктів, потреба у великій кількості кваліфікованих кадрів та дорогої точної апаратури. Але якщо правильно розставити пріоритети, зарекомендувати себе на ринку і грамотно вести бізнес, то проект має великі шанси на ріст та гідний прибуток.

Подальша імплементація проекту є доцільною та рентабельною.

ВИСНОВКИ

В роботі вирішена задача розвитку системи захисту від обледеніння повітряного судна на основі моделювання процесу та умов кригоутворення в статичних та динамічних режимах та розробки відповідного приладу.

1. Проведений огляд існуючих засобів для запобігання обледеніння повітряного судна, показав необхідність проведення моделювання статичних та динамічних режимів кригоутворення на площинках літального апарату при розробці системи захисту яке дає можливість визначити критичні режими її роботи.

2. На основі використання диференційних рівнянь Нав'є – Стокса для рідин розроблено математичну модель процесу обледеніння на крилі літального апарату, яке дало змогу в результаті моделювання статичного режиму визначити критичні зони на площині, які потребують захисту від кригоутворення, та відповідно визначити типи датчиків обледеніння, критичні метеорологічні та швидкісні параметри повітряного судна.

3. Врахування в статичній моделі зміни значень температури, вологості, швидкості, дозволило розробити динамічну модель та провести моделювання процесу обледеніння повітряного судна з використанням програмного забезпечення ANSYS, яке дало змогу визначити процес обледеніння реальному масштабі часу та врахувати метеорологічні та швидкісні умови використання літального апарату.

4. На основі моделювання динамічного режиму обледеніння крила літального апарату, отримано масив даних в яких враховуються вплив зміни базових метеорологічних та швидкісних режимів експлуатації, що дозволило оцінювати вплив зміни цих параметрів на можливість кригоутворення і відповідно його прогнозувати.

5. Розроблено систему захисту від обледеніння структура якої побудована з використанням результатів моделювання статичного режиму роботи які дозволили визначити доцільні точки розташування датчиків обледеніння.

6. Розроблено контролер сповіщення та захисту повітряного судна від обледеніння з можливістю його прогнозування, який має функції роботи в ручному та автоматичних режимах, що дає можливість відокремити процеси на різних площинах літального апарату, та гнучко застосовуватись під час експлуатації.

7. Введення в автоматичному режимі функції прогнозування дозволило підвищити ефективність боротьби з кригоутворення на початкових стадіях. Така система захисту прийнята для використання на ТОВ «Softex Invest Aero».

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Смирнов И.Н., Жорняк Г.Н. Введение в специальность. Техническая эксплуатация самолётов и двигателей. Часть I. Учебное пособие. М.: МГТУ ГА, 1994.
2. Смирнов И.Н., Жорняк Г.Н., Уриновский Б.Д. Введение в специальность. Техническая эксплуатация самолетов и двигателей. Часть II. Учебное пособие. М.: МГТУ ГА, 1992.
3. Яковлев Ю.А. Самолёт Ил-86. Конструкция и лётная эксплуатация. Учебное пособие. М.: Воздушный транспорт, 1992.
4. Регламенты технического обслуживания самолёта Ил-86. Москва 1980.
5. Лисицын В.С. Методические указания по проведению стажировки на самолёте Ил-86.
6. Машошин О.Ф. Методические указания по проведению практических работ. Особенности конструкции и технической эксплуатации планера и систем управления механизацией самолёта Ту-154. М.: МГТУ ГА, 1995.
7. Противообледенительные системы самолетов и вертолетов [Текст]: учебник / А. К. Мялица, А. Г. Гребеников, Е. Н. Бут и др.- Х: Нац. Аэрокосм. Ун-т им. Н.Е. Жуковского “Харьковский авиационный институт”, 2013 - с. 42-43, 92-157.
8. Коняев Е. А, Немчиков М. Л., Голубева М.Г. - Химмотология реактивных топлив. Учебное пособие. М.:МГТУ ГА, 2009. -с. 56
9. Установки очистки и обезвоживания авиационного топлива [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу: <http://filtervac.ru/production/filtration/>.
10. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории (АП-25), Межгосударственный авиационный комитет, 2004.

11. Ludlam F.H. The heat economy of rime on a cylinder. Quart. Journal of the Royal Meteorological Society. Vol. 77, № 334, October, 1951.
12. Мазін І.П. Фізичні основи обмерзання літаків. - М.: Гідрометеорологічне видавництво, 1957.
13. Мазін І. П., Фізичні основи обмерзання літаків, М., 1957; Трунов О. До., Обмерзання літаків і засоби боротьби з ним, М., 1965; Системи протизаморожувачів летательних апаратів, М., 1967.
14. АВИАЦИОННЫЕ материалы и их обработка: Учеб.пособие / В.С.Раковский, Л.Х.Райтбарг, Н.Д.Роттенбергер, М.Я.Геллис. – М.: Машиностроение, 1997, - 311 с.
15. АКСЕНОВ А.Ф. , ЛОЗОВСКИЙ В.Н. Износостойкость авиационных топливно-гидравлических агрегатов. – М.: Транспорт, 1986. – 240 с.
16. АНИКИН Н.В., Назаров Ю.В. Техническая эксплуатация самолетов. – М.: Транспорт, 1984. – 199с.
17. АНИСИМОВ А.А., СМЕРНОВ В.Ф. Биоповреждения в промышленности и защита от них. Горький., ГТК, 1980, - 264 с
18. Астапенко П.Д., БАРАНОВ А.М., ШВАРЕВ И.М. Авиационная метеорология: Учеб.пособие. – М.: Транспорт, 1985. – 262 с.
19. АСТАПЕНКО П.Д., БАРАНОВ А.М., ШВАРЕВ И.М. Погода и полеты самолетов и вертолетов. Л., Гидрометиздат, 1980, 280 с.
20. ВАСИЛЕНКО В.Т., ЧЕРНЕНКО Ж.С. Влияние эксплуатационных факторов на топливную систему самолетов. – М.: Машиностроение, 1985. – 184 с.
21. ВОЛОДКО А.М. Эксплуатация самолетов и вертолетов в усложненных природных условиях. – М.: Транспорт, 1981. – 158 с.
22. ДАВЫДОВ Е. Осторожно: грозы! – Авиация и космонавтика, 1980, №6, с.-42-43.
23. ЕМЕЛИН М.И., ГЕРАСИМЕНКО А.А., Защита машин от коррозии в условиях эксплуатации. – М., Машиностроение, 1980. – 322 с.

24. ИГНАТЬЕВ Р.А. Биологическое повреждение авиационной техники. Тыл и снабжение Советских Вооруженных сил, №6, 1984.
25. Исследование процессов подготовки, применения и контроля качества авиаГСМ и спецжидкостей, - Киев, КИИГА, 1987. – 157 с.
26. КАМАЛДИНА И.И. Исследование условий поражения самолета молниями в негрозовых зонах. Труды главной геофизической обсерватории им. Воейкова, М., 1980, №424, с.16-24.
27. КРАВЧЕНКО И.В. Летчику о метеорологии. – М.: Воениздат, 1982. – 256 с.
28. КОБЫШЕВА Н.В., КОСТИН С.И., СТРУЧНИКОВ Э.А. Климатология. – Л.: Гидрометиздат, 1980. – 344 с.
29. РЫБАКОВ К.В., ЖУЛДЫБИН Е.Н., КОВАЛЕНКО В.П. Обезвоживание авиационных горюче-смазочных материалов. – М.: Транспорт, 1979. – 181 с.
30. СКРИБАЧИЛИН В.В., АбрамЕнко И.Г., МИХАЙЛОВА Л.К. Микробиологическое разрушение материалов и деталей АТ. - Проблемы безопасности полетов. 1981. – №4.
31. Смирнов Н.Н., ИЦКОВИЧ А.А. Обслуживание и ремонт авиационной техники по состоянию. – М.: Транспорт, 1987. – 272 с.
32. ТЕХНИЧЕСКАЯ эксплуатация летательных аппаратов. Учеб.для вузов / Н.Н.Смирнов, Н.И.Владимиров, Ж.С.Черненко и др. Под ред. Н.Н.Смирнова. – М.: – Транспорт, 1990. – 423 с.
33. ЧЕРНЕНКО Ж.С., GERMANЧУК Ф.К.,ТУГАРИНОВ А.С. Характеристика сложных климатических условий и особенности технической эксплуатации силовых установок в этих условиях: Учеб.пособие для вузов. – Киев: КИИГА, 1989. – 103 с.
34. ШАГОВ В., НИКИТИН В.С. С грозой не шутят. – Авиация и космонавтика, 1979, №7, с.30-31.
35. Reference Manual - STMicroelectronics [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу:

http://www.st.com/content/ccc/resource/technical/document/reference_manual/3d/6d/5a/66/b4/99/40/d4/DM00031020.pdf/files/DM00031020.pdf/jcr:content/translations/en.DM00031020.pdf.

36. Description of STM32F4 HAL and LL drivers - STMicroelectronics [Электронный ресурс] – Режим доступа до ресурсу: http://www.st.com/content/ccc/resource/technical/document/user_manual/2f/71/ba/b8/75/54/47/cf/DM00105879.pdf/files/DM00105879.pdf/jcr:content/translations/en.DM00105879.pdf.

37. Электронный ресурс https://ru.wikipedia.org/wiki/Vietnam_Airlines/

38. https://ru.wikipedia.org/wiki/Катастрофа_ART_72_под_Розлоном/

39. https://ru.wikipedia.org/wiki/Катастрофа_A320_возле_Кане_России

40. https://ru.wikipedia.org/wiki/Авария_Boeing_777_Лондоне/

41. Противообледенительные системы самолетов и вертолетов [Текст]: учебник / А. К. Мялица, А. Г. Гребеников, Е. Н. Бут и др.- Х: Нац. Аэрокосм. Ун-т им. Н.Е. Жуковского “Харьковский авиационный институт”, 2013 - с. 42-43, 92-157.

42. Коняев Е. А, Немчиков М. Л., Голубева М.Г. - Химмотология реактивных топлив. Учебное пособие. М.:МГТУ ГА, 2009. -с. 56

ABSTRACT

Actuality of theme. In connection with icing, disasters occur, as evidenced by the latest data involving the participation of such aircraft Tu-154 and An126, and only last year, there were 29 accidents involving ice processes, and therefore an urgent task is to study the process of icing the FP and develop the means of forecasting forecasting .

The works are devoted to the processes of ice formation and the physics of their occurrence, based on which the Navier-Stokes equations are laid down, were professors such as A. M. Borovikov, I. I. Gayvoronsky, E. G. Zak, V. V. Kostarev, I. P. Mazin, V.E. Minervin, A.H. Khrigan, SM Smether, V. I. Blokhin, A. Prykhodko, S. V. Alekseyenko.

The problem is compounded by the fact that the mathematical model is very cumbersome and can take a long time to calculate, so that it is based on the Navier-Stokes equations, after which the process of glaciation can take still seconds and must react as quickly as possible. Therefore, the problem is the development of this device and the development of a fundamentally new algorithm and mathematical model for predicting the formation of ice.

The purpose of the work. Is the development of anti-icing systems on the basis of simulation of the process and conditions of ice formation in static and dynamic regimes and the development of the appropriate device.

To achieve the goal, the following tasks were considered:

- Overview of icing prevention systems;
- research on anti-icing systems;
- comparison of icing prevention systems;
- development of a mathematical model for integration into the ANSYS environment;
- simulation of the static and dynamic process of icing;
- software development.

The scientific novelty of the results obtained is as follows:

1. On the basis of the differential Navier-Stokes equations for ideal liquids a mathematical model was constructed that made it possible to determine the critical states of icing in the static and dynamic modes of operation.
2. Based on the results of simulation of dynamic operating modes for the first time, the possibility of ice forecasting is shown.
3. For the first time, based on the analysis of the mathematical model of ice formation physics, the ways of controlling the icing of aircrafts have been determined, which made it possible to increase the safety of aircraft.

The object of the study is the physics of the processes of ice formation on the surface of the aircraft.

The subject of the study is the means for forecasting the process of icing the aircraft.

Research methods. When solving the tasks set in the work to create a system for forecasting the possibility of icing the aircraft used numerical methods, the theory of electric circuits; To create mathematical models of the physics of the ice formation processes, the differential Navier-Stokes equations for ideal liquids were used; the simulation of the ice formation process on the surface of the aircraft was carried out on a personal computer with the help of a special package ANSYS, FENSAP-ICE.

The practical value of the results obtained:

1. The method of calculation of static regimes of ice formation of a wing of an aircraft was proposed, which allowed to define critical zones for the development of icing.
2. The proposed method for calculating the dynamic modes of ice formation of the wing of an aircraft, which allowed to determine the influence of the basic factors of flight of aircraft on the development of icing.
3. The results of simulation of the ice formation process over a long period of time have shown the possibility of a disaster due to the lack of timely notice of

icing, which confirms the feasibility of using the proposed system for predicting the possibility of icing the aircraft.

4. The proposed system of notification, control, forecast and management of the SZO system, makes it possible to control the aircraft in real time.

Personal applicant's fee. The scientific positions and results presented in the dissertation are obtained by the author in person. The author includes the justification of the problem, conducting research, analyzing and processing the results, conclusions on the results obtained, namely: based on the mathematical model of ice formation physics, the model of the aircraft's icing is constructed. The simulation of the dynamic and static process of icing of the aircraft has been carried out, the possibility of forecasting the process of icing before its formation is shown. The work is written by the author personally.

Approval of work. The main provisions of the dissertation were discussed at the International Scientific and Technical Conference "58th International Scientific Conference on Power and Electrical Engineering of Riga Technical University (RTUCON)"

Publications J. Yamnenko, T. Tereshchenko, Y. Khokhlov, O. Bondarenko and A. Polishuk, "Data transmission with code division based on transformation in rotation coordinates," 2017 IEEE 58th International Scientific Conference on Power and Electrical Engineering of Riga Technical University (RTUCON), Riga, 2017, pp. 1-6. doi: 10.1109 / RTUCON.2017.8124839

Structure and volume of the dissertation. The dissertation consists of an introduction, four chapters, a conclusion and a list of sources used from 43 titles. The total volume of 117 pages, including 106 pages of the main text, 44 figures and 26 tables.

Indicators of icing

Indicators of indirect action react to the presence of droplets of water in the air, which manifests itself in the form of changes in heat output, electrical conductivity or other indirect characteristics of the medium. This group includes electric conductors, heat and location detectors.

Direct-acting signaling devices react to the presence of a layer of ice on the sensor. These include mechanical, pneumatic and radioisotope signaling devices.

Consider the principle of action of pneumatic and radioisotope signaling, which have received the most extensive use in aviation.

Fig. 1 shows the layout and schematic diagram of a pneumatic electrical signaling device for the presence of ice on the front edges of the wing, plumage or air intake engine.

When turning on the petrol station 1, a light bulb A or a display with the words "Icing" on the pilot board flares up and indicates the system's performance. In the flight, or even when there is an icing, the air stream enters the receiver 2 through the holes of the sheath 1, and then through the pipeline 3 into the working cavity of the signaling device. Under this pressure there is a deflection of the membrane 5, which through the stem 4 transmits the force to the button of the microswitch 7. triggered, and unlocks the normally closed contacts. The signal light or display goes off, indicating that there is no icing on the front edge of the unit.

In the case of icing, openings in the sheathing are covered with ice. As a result, the pressure in the cavity of the signaling device becomes equal to the pressure of the medium in the compartment of the unit, where it is installed. Under the action of the spring, 6 sts and the membrane return to its original position. The microchip button is released, and the electrical circuit of the signal light bulb or light bulb is closing. Their firing indicates the pilot about the beginning of icing of this or that unit.

The signaling device can also be used as an executive body for the automatic switching of the PIC. In the case of an icing, the current enters not only the signal

light bulb or the panel, but also the coils of the contactor K. It works and when the gas station 2 is turned on, it closes the power circuit of the PIC switching system.

An essential disadvantage of such signaling devices is the possibility of erroneous operation in case of clogging the receptacle pressure openings.

Radioisotope signaling device of the type RIO-3, the structural scheme of which is depicted in Fig., Refers to the group of devices of contactless signaling of the presence of ice. The alarm set consists of a sensor and an electronic unit.

The sensor is installed in a location where its hollow pin is in the air stream. Inside the pin, an ampoule A is placed with a source of beta radiation (strontium-90 or yttrium-90), and over the entire height, the RH heating element is wound on the insulation element to reset the ice formed. The periodic activation of the heater is necessary to detect the stopping of icing.

The stream of beta particles, passing through the slit in the body of the pin at a certain angle to the surface of the sensor flange, irradiated the halogen gas discharge meter. If there is no icing, the BZ delay unit is balanced, and the signal on the bulb A or on the display is not received.

Since the onset of icing of the sensor pin, the intensity of the beta-particles flux decreases, which leads to an imbalance of the electronic block. The pulse counter of the CM transforms the intensity of the radiation into a series of successive pulses, which, after amplification, are converted by the former F into rectangular normalized pulses. Pulses of positive polarity are received in the IR stage, and the negative polarity is at the input of the intensifier I, where the change in their amplitudes is proportional to the velocity of the passage of the pulses. If the amplitudes of pulses above a certain threshold, the threshold stage of the PC closes the contacts of the relay. In the executive cascade of IR as a result of differentiation of impulses coming from the shaper and threshold cascade in the presence of ice on the sensor in the thickness of 0.3 mm or more, the actuator relay of the block of delay is BZ. There are two relays in this block. One of them provides an increase in the time of heating the sensor pin up to 5 seconds to completely reset the ice, and the second delay of 20 seconds from the time of

signaling the start of icing on the light bulb L or the light panel and the control system of the PIC.

In order to prevent overheating of the heating element of the sensor and the operation of the PIC in a parking lot where the heat recovery is not sufficient, the locking of these circuits by the terminal switch K is provided in the RIO electrical system. The connection of the chains to the BZ of the electronic unit takes place only after the flight of the aircraft by pushing the chassis to the executive pin of the final switch.

Practical implementation of the system

A structured scheme was also developed that shows that the sensor consists of ADC and driver 485, where the data goes through the bus RS485, on the other hand, the driver 485, but from the output of the channels TX RX data is sent to the central processor, where the software is based on the prediction algorithm on based on the tabular method, or more precisely by deducting the delta, and also the system operates in the constant questioning of the sensors, for which it is necessary to connect RE and DE together, it will be controlled by a microcontroller (0 or 1). Also, an entry is made to the so-called black box of data obtained from the sensor. After the central module, the bus goes to the actuator where there is a corresponding 3-position switch that switches on the corresponding system operation mode, and the icons are ignited. Since the processing of data is very large, it was chosen for the central processor STV32F103VET6, which includes two UART controllers, and can operate at frequencies up to 72 MHz.

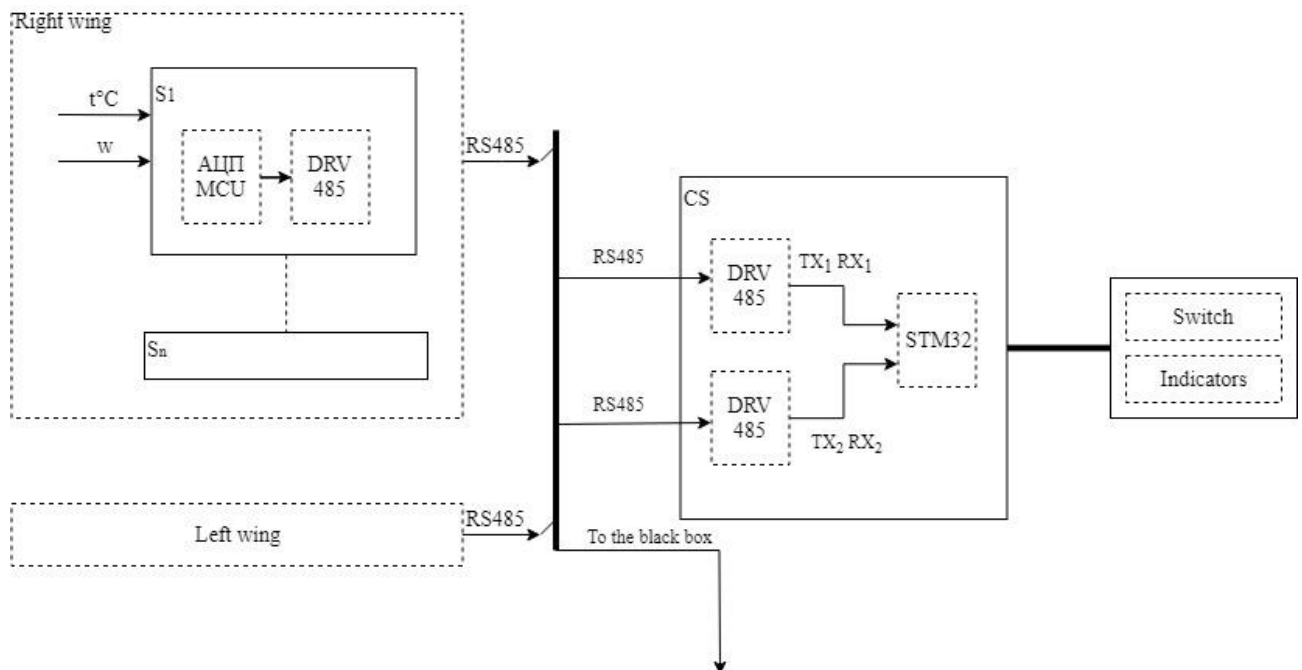


Fig.3

Conclusion

1. An overview of existing means for preventing the icing of an aircraft has made it necessary to simulate the static and dynamic modes of ice formation on aircraft surfaces when developing a system of protection that enables to determine the critical modes of its operation.

2. Based on the use of the Navier-Stokes differential equations for liquids, a mathematical model of the ice-glaciation process on the wing of the aircraft was developed, which enabled the static mode simulation to identify critical zones on the plane that need protection from ice formation and, accordingly, determine the types of ice sensors, critical meteorological and speed parameters of the aircraft.

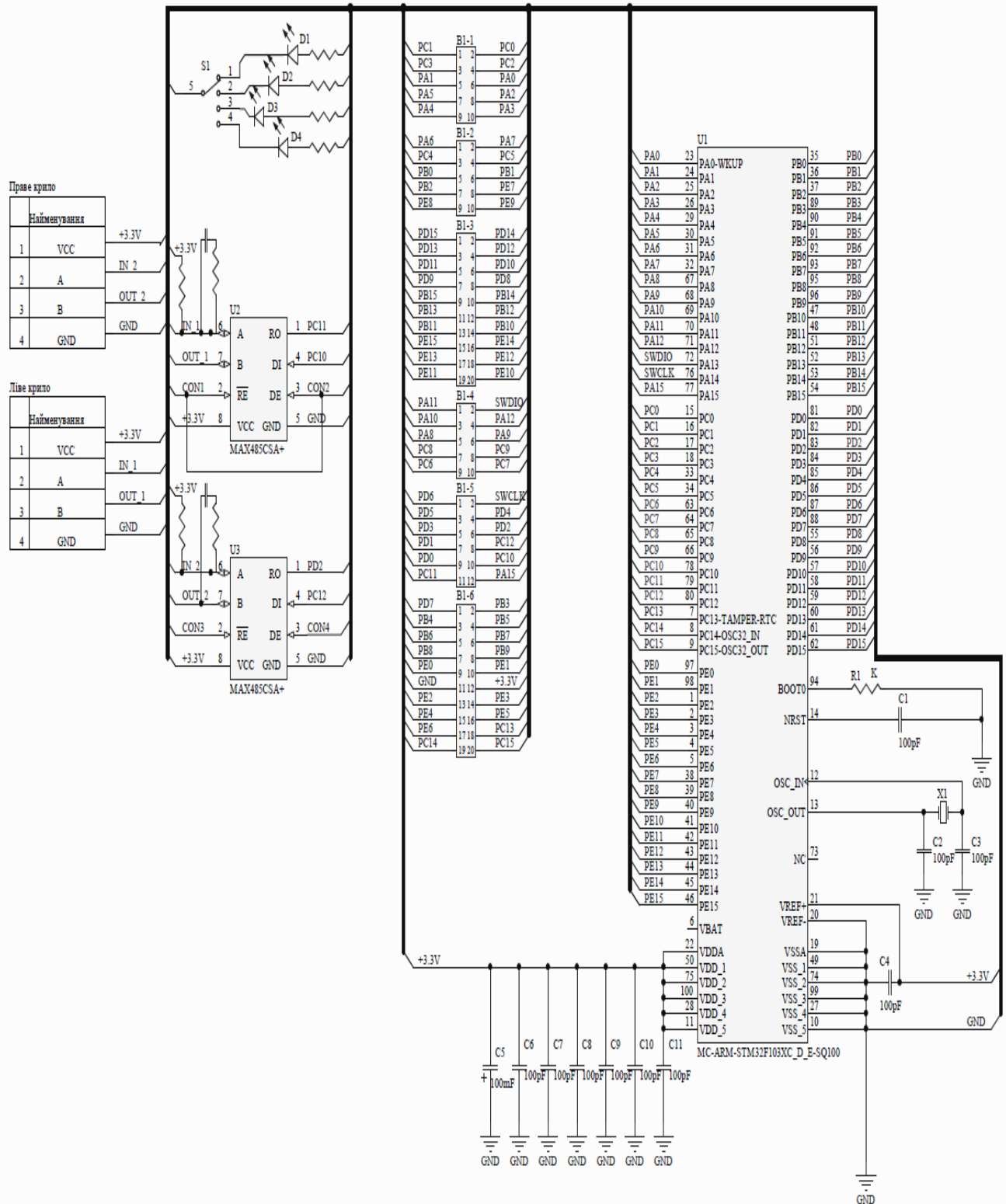
3. Consideration in the static model of changes in temperature, humidity and velocity values allowed the development of a dynamic model and simulation of the aircraft's icing process using the ANSYS software, which enabled to determine the process of icing in real time and to take into account the meteorological and speed conditions of the use of the aircraft.

4. Based on the modeling of the dynamic mode of icing of the wing of the aircraft, an array of data was obtained that takes into account the influence of the change of the basic meteorological and high-speed modes of operation, which made it possible to assess the effect of the change of these parameters on the possibility of ice formation and accordingly predict it.

5. An anti-icing system has been developed, the structure of which is constructed using static mode simulation results, which made it possible to determine the appropriate points of location of the icing sensors.

6. An airborne warning and air traffic controller has been developed to enable it to be prognosticated, which has the functions of manual and automatic operation, which enables separation of processes on different planes of the aircraft, and is flexibly applied during operation.

7. Introduction of the automatic mode of forecasting has improved the effectiveness of the fight against ice formation in the initial stages. Such a system of protection is accepted for use on LLC «Softex Invest Aero».




```

/**
*****
* File Name      : main.c
* Description    : Main program body
*****

** This notice applies to any and all portions of this file
* that are not between comment pairs USER CODE BEGIN and
* USER CODE END. Other portions of this file, whether
* inserted by the user or by software development tools
* are owned by their respective copyright owners.
*
* COPYRIGHT(c) 2018 STMicroelectronics
*
* Redistribution and use in source and binary forms, with or without modification,
* are permitted provided that the following conditions are met:
* 1. Redistributions of source code must retain the above copyright notice,
*    this list of conditions and the following disclaimer.
* 2. Redistributions in binary form must reproduce the above copyright notice,
*    this list of conditions and the following disclaimer in the documentation
*    and/or other materials provided with the distribution.
* 3. Neither the name of STMicroelectronics nor the names of its contributors
*    may be used to endorse or promote products derived from this software
*    without specific prior written permission.
*
* THIS SOFTWARE IS PROVIDED BY THE COPYRIGHT HOLDERS AND CONTRIBUTORS "AS IS"
* AND ANY EXPRESS OR IMPLIED WARRANTIES, INCLUDING, BUT NOT LIMITED TO, THE
* IMPLIED WARRANTIES OF MERCHANTABILITY AND FITNESS FOR A PARTICULAR PURPOSE ARE
* DISCLAIMED. IN NO EVENT SHALL THE COPYRIGHT HOLDER OR CONTRIBUTORS BE LIABLE
* FOR ANY DIRECT, INDIRECT, INCIDENTAL, SPECIAL, EXEMPLARY, OR CONSEQUENTIAL
* DAMAGES (INCLUDING, BUT NOT LIMITED TO, PROCUREMENT OF SUBSTITUTE GOODS OR
* SERVICES; LOSS OF USE, DATA, OR PROFITS; OR BUSINESS INTERRUPTION) HOWEVER
* CAUSED AND ON ANY THEORY OF LIABILITY, WHETHER IN CONTRACT, STRICT LIABILITY,
* OR TORT (INCLUDING NEGLIGENCE OR OTHERWISE) ARISING IN ANY WAY OUT OF THE USE
* OF THIS SOFTWARE, EVEN IF ADVISED OF THE POSSIBILITY OF SUCH DAMAGE.
*
*****
*/
/* Includes -----*/
#include "main.h"
#include "stm32f1xx_hal.h"
#include "usart.h"
#include "gpio.h"

/* USER CODE BEGIN Includes */

/* USER CODE END Includes */

/* Private variables -----*/
#define Wcrit      ((uint32_t)0x60020000)
#define Tcrit      ((uint32_t)0x60020000)
#define b          ((uint32_t)0x60020000)
/* USER CODE BEGIN PV */
/* Private variables -----*/

/* USER CODE END PV */

```

```

/* Private function prototypes -----*/
void SystemClock_Config(void);

/* USER CODE BEGIN PFP */
/* Private function prototypes -----*/

/* USER CODE END PFP */

/* USER CODE BEGIN 0 */

void Icework(volatile Wcrit, volatile Tcrit, volatile b)
{
    *(uint16_t *) (Wcrit) = Wcrit;
    *(uint16_t *) (Tcrit) = Tcrit;
    *(uint16_t *) (b) = b;
}

/*USER CODE END 0 */

int main(void)
{
    /* USER CODE BEGIN 1 */

    /* USER CODE END 1 */

    /* MCU Configuration-----*/

    /* Reset of all peripherals, Initializes the Flash interface and the Systick. */
    HAL_Init();

    /* USER CODE BEGIN Init */

    /* USER CODE END Init */

    /* Configure the system clock */
    SystemClock_Config();

    /* USER CODE BEGIN SysInit */

    /* USER CODE END SysInit */

    /* Initialize all configured peripherals */
    MX_GPIO_Init();
    MX_UART5_Init();

    /* USER CODE BEGIN 2 */

    /* USER CODE END 2 */

    /* Infinite loop */
    /* USER CODE BEGIN WHILE */

```

```

while (1)
{
/* USER CODE END WHILE */
    for(;;){
        int i = 0;
        for(i=0; i=10 ;i++){
            void Tcrit_func(float Lvp[i],float Cp[i],float Eov[i],float Etv[i],float P[i],float V[i],float
            Vinf[i],float r[i],float Winf[i],float E[i],float a[i],float Cv[i],float tinf[i] )
            {

                uint32_t Tcrit = ((0.622*Lvp/2*Cp)*((Eov-Etv)/P)-(1-((V/Vinf)^2)*(1-
                r))*((Vinf^2)/2*Cp)+((Winf*Vinf*E)/a)*(Cv*tinf+((Vinf^2)/2)))/(1+((Winf*Vinf*E)/a)*Cv);

            }

            void Wcrit_func(float Lz[i],float Cp[i],float Eov[i],float Etv[i],float P[i],float V[i],float
            Vinf[i],float r[i],float Winf[i],float E[i],float a[i],float Cv[i],float tinf[i],float Lsubl[i] )
            {

                uint32_t Wcrit = ((a/Vinf*E)*(-tinf+(0.622*Lsubl/2*Cp)*((Eov-Etv)/P)-((1-
                ((V/Vinf)^2)*(1-r))*((Vinf^2)/2*Cp)))/(Lz+Cv*tinf+(Vinf^2)/2);

            }

            void b_func(float Mvp[], float Mv[], float Mk, float tinf[])
            {

                uint32_t b = (1-(Mvp/Mv)-(1-(Mk/Mv))(1-(tinf/80)));

            }
        }
    }
/* USER CODE BEGIN 3 */

    void USART2_IRQHandler(void)
    {
        if (USART_GetITStatus(USART2, USART_IT_TXE) == SET)
        {
            USART_ClearITPendingBit(USART2, USART_IT_TXE);

            if (Send_buffer[Send_count] != 0)
            {
                USART_SendData(USART2, Send_buffer[Send_count]);
                Send_count++;
            } else {
                Send_count = 0;
                USART_ITConfig(USART2,USART_IT_TXE, DISABLE);
            }
        }
        if (USART_GetITStatus(USART2, USART_IT_RXNE) == SET)
        {
            USART_ClearITPendingBit(USART2, USART_IT_RXNE);

            Recieve_buf[Recieve_W] = USART_ReceiveData(USART2);
            Recieve_W++;
        }
    }
}

```

```

        Recieve_C++;
    }
}

}

/* USER CODE END 3 */

}

/** System Clock Configuration
*/
void SystemClock_Config(void)
{
    RCC_OscInitTypeDef RCC_OscInitStruct;
    RCC_ClkInitTypeDef RCC_ClkInitStruct;

    /**Initializes the CPU, AHB and APB busses clocks
    */
    RCC_OscInitStruct.OscillatorType = RCC_OSCILLATORTYPE_HSE;
    RCC_OscInitStruct.HSEState = RCC_HSE_BYPASS;
    RCC_OscInitStruct.PLL.PLLState = RCC_PLL_NONE;
    if (HAL_RCC_OscConfig(&RCC_OscInitStruct) != HAL_OK)
    {
        _Error_Handler(__FILE__, __LINE__);
    }

    /**Initializes the CPU, AHB and APB busses clocks
    */
    RCC_ClkInitStruct.ClockType = RCC_CLOCKTYPE_HCLK|RCC_CLOCKTYPE_SYCLK
        |RCC_CLOCKTYPE_PCLK1|RCC_CLOCKTYPE_PCLK2;
    RCC_ClkInitStruct.SYSCLKSource = RCC_SYSCLKSOURCE_HSE;
    RCC_ClkInitStruct.AHBCLKDivider = RCC_SYSCLK_DIV1;
    RCC_ClkInitStruct.APB1CLKDivider = RCC_HCLK_DIV1;
    RCC_ClkInitStruct.APB2CLKDivider = RCC_HCLK_DIV1;

    if (HAL_RCC_ClockConfig(&RCC_ClkInitStruct, FLASH_LATENCY_0) != HAL_OK)
    {
        _Error_Handler(__FILE__, __LINE__);
    }

    /**Configure the SysTick interrupt time
    */
    HAL_SYSTICK_Config(HAL_RCC_GetHCLKFreq()/1000);

    /**Configure the SysTick
    */
    HAL_SYSTICK_CLKSourceConfig(SYSTICK_CLKSOURCE_HCLK);

    /* SysTick_IRQn interrupt configuration */
    HAL_NVIC_SetPriority(SysTick_IRQn, 0, 0);
}

/* USER CODE BEGIN 4 */

```

```

/* USER CODE END 4 */

/**
 * @brief This function is executed in case of error occurrence.
 * @param None
 * @retval None
 */
void _Error_Handler(char * file, int line)
{
    /* USER CODE BEGIN Error_Handler_Debug */
    /* User can add his own implementation to report the HAL error return state */
    while(1)
    {
    }
    /* USER CODE END Error_Handler_Debug */
}

#ifdef USE_FULL_ASSERT

/**
 * @brief Reports the name of the source file and the source line number
 * where the assert_param error has occurred.
 * @param file: pointer to the source file name
 * @param line: assert_param error line source number
 * @retval None
 */
void assert_failed(uint8_t* file, uint32_t line)
{
    /* USER CODE BEGIN 6 */
    /* User can add his own implementation to report the file name and line number,
    ex: printf("Wrong parameters value: file %s on line %d\r\n", file, line) */
    /* USER CODE END 6 */

}

#endif

/**
 * @}
 */

/**
 * @}
 */

/***** (C) COPYRIGHT STMicroelectronics *****/

```

V	P	Vinf	Winf	Своди	Своз	Lvup	r*	Eov	Etv	a	E	Tcrit	Wcrit	b
90	0	1	0	4200	1,005	0	0	0,61	0,4	0	0	-2,56123	24,695	0,01
91	18,48	2	0,38	4200	1,005	0,04	0,0038	0,61	0,4008	0,0038	0,0038	-2,54972	25,023	0,04
92	36,96	3	0,76	4200	1,005	0,08	0,0076	0,61	0,4016	0,0076	0,0076	-2,5382	25,351	0,08
93	55,44	4	1,14	4200	1,005	0,12	0,0114	0,61	0,4024	0,0114	0,0114	-2,52669	25,679	0,12
94	73,92	5	1,52	4200	1,005	0,16	0,0152	0,61	0,4032	0,0152	0,0152	-2,51518	26,007	0,16
95	92,4	6	1,9	4200	1,005	0,2	0,019	0,61	0,404	0,019	0,019	-2,50367	26,335	0,2
96	110,88	7	2,28	4200	1,005	0,24	0,0228	0,61	0,4048	0,0228	0,0228	-2,49215	26,663	0,24
97	129,36	8	2,66	4200	1,005	0,28	0,0266	0,61	0,4056	0,0266	0,0266	-2,48064	26,991	0,28
98	147,84	9	3,04	4200	1,005	0,32	0,0304	0,61	0,4064	0,0304	0,0304	-2,46913	27,319	0,32
99	166,32	10	3,42	4200	1,005	0,36	0,0342	0,61	0,4072	0,0342	0,0342	-2,45761	27,647	0,36
100	184,8	11	3,8	4200	1,005	0,4	0,038	0,61	0,408	0,038	0,038	-2,4461	27,975	0,4
101	203,28	12	4,18	4200	1,005	0,44	0,0418	0,61	0,4088	0,0418	0,0418	-2,43459	28,303	0,44
102	221,76	13	4,56	4200	1,005	0,48	0,0456	0,61	0,4096	0,0456	0,0456	-2,42307	28,631	0,48
103	240,24	14	4,94	4200	1,005	0,52	0,0494	0,61	0,4104	0,0494	0,0494	-2,41156	28,959	0,52
104	258,72	15	5,32	4200	1,005	0,56	0,0532	0,61	0,4112	0,0532	0,0532	-2,40005	29,287	0,56
105	277,2	16	5,7	4200	1,005	0,6	0,057	0,61	0,412	0,057	0,057	-2,38854	29,615	0,6
106	295,68	17	6,08	4200	1,005	0,64	0,0608	0,61	0,4128	0,0608	0,0608	-2,37702	29,943	0,64
107	314,16	18	6,46	4200	1,005	0,68	0,0646	0,61	0,4136	0,0646	0,0646	-2,36551	30,271	0,68
108	332,64	19	6,84	4200	1,005	0,72	0,0684	0,61	0,4144	0,0684	0,0684	-2,354	30,599	0,72
109	351,12	20	7,22	4200	1,005	0,76	0,0722	0,61	0,4152	0,0722	0,0722	-2,34248	30,927	0,76
110	369,6	21	7,6	4200	1,005	0,8	0,076	0,61	0,416	0,076	0,076	-2,33097	31,255	0,8
111	388,08	22	7,98	4200	1,005	0,84	0,0798	0,61	0,4168	0,0798	0,0798	-2,31946	31,583	0,84
112	406,56	23	8,36	4200	1,005	0,88	0,0836	0,61	0,4176	0,0836	0,0836	-2,30794	31,911	0,88
113	425,04	24	8,74	4200	1,005	0,92	0,0874	0,61	0,4184	0,0874	0,0874	-2,29643	32,239	0,92
114	443,52	25	9,12	4200	1,005	0,96	0,0912	0,61	0,4192	0,0912	0,0912	-2,28492	32,567	0,96
115	462	26	9,5	4200	1,005	1	0,095	0,61	0,42	0,095	0,095	-2,2734	32,895	1
116	480,48	27	9,88	4200	1,005	1,04	0,0988	0,61	0,4208	0,0988	0,0988	-2,26189	33,223	1,04
117	498,96	28	10,26	4200	1,005	1,08	0,1026	0,61	0,4216	0,1026	0,1026	-2,25038	33,551	1,08
118	517,44	29	10,64	4200	1,005	1,12	0,1064	0,61	0,4224	0,1064	0,1064	-2,23887	33,879	1,12
119	535,92	30	11,02	4200	1,005	1,16	0,1102	0,61	0,4232	0,1102	0,1102	-2,22735	34,207	1,16
120	554,4	31	11,4	4200	1,005	1,2	0,114	0,61	0,424	0,114	0,114	-2,21584	34,535	1,2
121	572,88	32	11,78	4200	1,005	1,24	0,1178	0,61	0,4248	0,1178	0,1178	-2,20433	34,863	1,24
122	591,36	33	12,16	4200	1,005	1,28	0,1216	0,61	0,4256	0,1216	0,1216	-2,19281	35,191	1,28
123	609,84	34	12,54	4200	1,005	1,32	0,1254	0,61	0,4264	0,1254	0,1254	-2,1813	35,519	1,32
124	628,32	35	12,92	4200	1,005	1,36	0,1292	0,61	0,4272	0,1292	0,1292	-2,16979	35,847	1,36
125	646,8	36	13,3	4200	1,005	1,4	0,133	0,61	0,428	0,133	0,133	-2,15827	36,175	1,4
126	665,28	37	13,68	4200	1,005	1,44	0,1368	0,61	0,4288	0,1368	0,1368	-2,14676	36,503	1,44
127	683,76	38	14,06	4200	1,005	1,48	0,1406	0,61	0,4296	0,1406	0,1406	-2,13525	36,831	1,48
128	702,24	39	14,44	4200	1,005	1,52	0,1444	0,61	0,4304	0,1444	0,1444	-2,12374	37,159	1,52
129	720,72	40	14,82	4200	1,005	1,56	0,1482	0,61	0,4312	0,1482	0,1482	-2,11222	37,487	1,56
130	739,2	41	15,2	4200	1,005	1,6	0,152	0,61	0,432	0,152	0,152	-2,10071	37,815	1,6
131	757,68	42	15,58	4200	1,005	1,64	0,1558	0,61	0,4328	0,1558	0,1558	-2,0892	38,143	1,64
132	776,16	43	15,96	4200	1,005	1,68	0,1596	0,61	0,4336	0,1596	0,1596	-2,07768	38,471	1,68
133	794,64	44	16,34	4200	1,005	1,72	0,1634	0,61	0,4344	0,1634	0,1634	-2,06617	38,799	1,72
134	813,12	45	16,72	4200	1,005	1,76	0,1672	0,61	0,4352	0,1672	0,1672	-2,05466	39,127	1,76
135	831,6	46	17,1	4200	1,005	1,8	0,171	0,61	0,436	0,171	0,171	-2,04314	39,455	1,8
136	850,08	47	17,48	4200	1,005	1,84	0,1748	0,61	0,4368	0,1748	0,1748	-2,03163	39,783	1,84
137	868,56	48	17,86	4200	1,005	1,88	0,1786	0,61	0,4376	0,1786	0,1786	-2,02012	40,111	1,88
138	887,04	49	18,24	4200	1,005	1,92	0,1824	0,61	0,4384	0,1824	0,1824	-2,00861	40,439	1,92
139	905,52	50	18,62	4200	1,005	1,96	0,1862	0,61	0,4392	0,1862	0,1862	-1,99709	40,767	1,96
140	924	51	19	4200	1,005	2	0,19	0,61	0,44	0,19	0,19	-1,98558	41,095	2
141	942,48	52	19,38	4200	1,005	2,04	0,1938	0,61	0,4408	0,1938	0,1938	-1,97407	41,423	2,04
142	960,96	53	19,76	4200	1,005	2,08	0,1976	0,61	0,4416	0,1976	0,1976	-1,96255	41,751	2,08

143	979,44	54	20,14	4200	1,005	2,12	0,2014	0,61	0,4424	0,2014	0,2014	-1,95104	42,079	2,12
144	997,92	55	20,52	4200	1,005	2,16	0,2052	0,61	0,4432	0,2052	0,2052	-1,93953	42,407	2,16
145	1016,4	56	20,9	4200	1,005	2,2	0,209	0,61	0,444	0,209	0,209	-1,92801	42,735	2,2
146	1034,88	57	21,28	4200	1,005	2,24	0,2128	0,61	0,4448	0,2128	0,2128	-1,9165	43,063	2,24
147	1053,36	58	21,66	4200	1,005	2,28	0,2166	0,61	0,4456	0,2166	0,2166	-1,90499	43,391	2,28
148	1071,84	59	22,04	4200	1,005	2,32	0,2204	0,61	0,4464	0,2204	0,2204	-1,89348	43,719	2,32
149	1090,32	60	22,42	4200	1,005	2,36	0,2242	0,61	0,4472	0,2242	0,2242	-1,88196	44,047	2,36
150	1108,8	61	22,8	4200	1,005	2,4	0,228	0,61	0,448	0,228	0,228	-1,87045	44,375	2,4
151	1127,28	62	23,18	4200	1,005	2,44	0,2318	0,61	0,4488	0,2318	0,2318	-1,85894	44,703	2,44
152	1145,76	63	23,56	4200	1,005	2,48	0,2356	0,61	0,4496	0,2356	0,2356	-1,84742	45,031	2,48
153	1164,24	64	23,94	4200	1,005	2,52	0,2394	0,61	0,4504	0,2394	0,2394	-1,83591	45,359	2,52
154	1182,72	65	24,32	4200	1,005	2,56	0,2432	0,61	0,4512	0,2432	0,2432	-1,8244	45,687	2,56
155	1201,2	66	24,7	4200	1,005	2,6	0,247	0,61	0,452	0,247	0,247	-1,81288	46,015	2,6
156	1219,68	67	25,08	4200	1,005	2,64	0,2508	0,61	0,4528	0,2508	0,2508	-1,80137	46,343	2,64
157	1238,16	68	25,46	4200	1,005	2,68	0,2546	0,61	0,4536	0,2546	0,2546	-1,78986	46,671	2,68
158	1256,64	69	25,84	4200	1,005	2,72	0,2584	0,61	0,4544	0,2584	0,2584	-1,77835	46,999	2,72
159	1275,12	70	26,22	4200	1,005	2,76	0,2622	0,61	0,4552	0,2622	0,2622	-1,76683	47,327	2,76
160	1293,6	71	26,6	4200	1,005	2,8	0,266	0,61	0,456	0,266	0,266	-1,75532	47,655	2,8
161	1312,08	72	26,98	4200	1,005	2,84	0,2698	0,61	0,4568	0,2698	0,2698	-1,74381	47,983	2,84
162	1330,56	73	27,36	4200	1,005	2,88	0,2736	0,61	0,4576	0,2736	0,2736	-1,73229	48,311	2,88
163	1349,04	74	27,74	4200	1,005	2,92	0,2774	0,61	0,4584	0,2774	0,2774	-1,72078	48,639	2,92
164	1367,52	75	28,12	4200	1,005	2,96	0,2812	0,61	0,4592	0,2812	0,2812	-1,70927	48,967	2,96
165	1386	76	28,5	4200	1,005	3	0,285	0,61	0,46	0,285	0,285	-1,69775	49,295	3
166	1404,48	77	28,88	4200	1,005	3,04	0,2888	0,61	0,4608	0,2888	0,2888	-1,68624	49,623	3,04
167	1422,96	78	29,26	4200	1,005	3,08	0,2926	0,61	0,4616	0,2926	0,2926	-1,67473	49,951	3,08
168	1441,44	79	29,64	4200	1,005	3,12	0,2964	0,61	0,4624	0,2964	0,2964	-1,66322	50,279	3,12
169	1459,92	80	30,02	4200	1,005	3,16	0,3002	0,61	0,4632	0,3002	0,3002	-1,6517	50,607	3,16
170	1478,4	81	30,4	4200	1,005	3,2	0,304	0,61	0,464	0,304	0,304	-1,64019	50,935	3,2
171	1496,88	82	30,78	4200	1,005	3,24	0,3078	0,61	0,4648	0,3078	0,3078	-1,62868	51,263	3,24
172	1515,36	83	31,16	4200	1,005	3,28	0,3116	0,61	0,4656	0,3116	0,3116	-1,61716	51,591	3,28
173	1533,84	84	31,54	4200	1,005	3,32	0,3154	0,61	0,4664	0,3154	0,3154	-1,60565	51,919	3,32
174	1552,32	85	31,92	4200	1,005	3,36	0,3192	0,61	0,4672	0,3192	0,3192	-1,59414	52,247	3,36
175	1570,8	86	32,3	4200	1,005	3,4	0,323	0,61	0,468	0,323	0,323	-1,58262	52,575	3,4
176	1589,28	87	32,68	4200	1,005	3,44	0,3268	0,61	0,4688	0,3268	0,3268	-1,57111	52,903	3,44
177	1607,76	88	33,06	4200	1,005	3,48	0,3306	0,61	0,4696	0,3306	0,3306	-1,5596	53,231	3,48
178	1626,24	89	33,44	4200	1,005	3,52	0,3344	0,61	0,4704	0,3344	0,3344	-1,54809	53,559	3,52
179	1644,72	90	33,82	4200	1,005	3,56	0,3382	0,61	0,4712	0,3382	0,3382	-1,53657	53,887	3,56
180	1663,2	91	34,2	4200	1,005	3,6	0,342	0,61	0,472	0,342	0,342	-1,52506	54,215	3,6
181	1681,68	92	34,58	4200	1,005	3,64	0,3458	0,61	0,4728	0,3458	0,3458	-1,51355	54,543	3,64
182	1700,16	93	34,96	4200	1,005	3,68	0,3496	0,61	0,4736	0,3496	0,3496	-1,50203	54,871	3,68
183	1718,64	94	35,34	4200	1,005	3,72	0,3534	0,61	0,4744	0,3534	0,3534	-1,49052	55,199	3,72
184	1737,12	95	35,72	4200	1,005	3,76	0,3572	0,61	0,4752	0,3572	0,3572	-1,47901	55,527	3,76
185	1755,6	96	36,1	4200	1,005	3,8	0,361	0,61	0,476	0,361	0,361	-1,46749	55,855	3,8
186	1774,08	97	36,48	4200	1,005	3,84	0,3648	0,61	0,4768	0,3648	0,3648	-1,45598	56,183	3,84
187	1792,56	98	36,86	4200	1,005	3,88	0,3686	0,61	0,4776	0,3686	0,3686	-1,44447	56,511	3,88
188	1811,04	99	37,24	4200	1,005	3,92	0,3724	0,61	0,4784	0,3724	0,3724	-1,43296	56,839	3,92
189	1829,52	100	37,62	4200	1,005	3,96	0,3762	0,61	0,4792	0,3762	0,3762	-1,42144	57,167	3,96
190	1848	101	38	4200	1,005	4	0,38	0,61	0,48	0,38	0,38	-1,40993	57,495	4
191	1866,48	102	38,38	4200	1,005	4,04	0,3838	0,61	0,4808	0,3838	0,3838	-1,39842	57,823	4,04
192	1884,96	103	38,76	4200	1,005	4,08	0,3876	0,61	0,4816	0,3876	0,3876	-1,3869	58,151	4,08
193	1903,44	104	39,14	4200	1,005	4,12	0,3914	0,61	0,4824	0,3914	0,3914	-1,37539	58,479	4,12
194	1921,92	105	39,52	4200	1,005	4,16	0,3952	0,61	0,4832	0,3952	0,3952	-1,36388	58,807	4,16
195	1940,4	106	39,9	4200	1,005	4,2	0,399	0,61	0,484	0,399	0,399	-1,35236	59,135	4,2
196	1958,88	107	40,28	4200	1,005	4,24	0,4028	0,61	0,4848	0,4028	0,4028	-1,34085	59,463	4,24

197	1977,36	108	40,66	4200	1,005	4,28	0,4066	0,61	0,4856	0,4066	0,4066	-1,32934	59,791	4,28
198	1995,84	109	41,04	4200	1,005	4,32	0,4104	0,61	0,4864	0,4104	0,4104	-1,31783	60,119	4,32
199	2014,32	110	41,42	4200	1,005	4,36	0,4142	0,61	0,4872	0,4142	0,4142	-1,30631	60,447	4,36
200	2032,8	111	41,8	4200	1,005	4,4	0,418	0,61	0,488	0,418	0,418	-1,2948	60,775	4,4
201	2051,28	112	42,18	4200	1,005	4,44	0,4218	0,61	0,4888	0,4218	0,4218	-1,28329	61,103	4,44
202	2069,76	113	42,56	4200	1,005	4,48	0,4256	0,61	0,4896	0,4256	0,4256	-1,27177	61,431	4,48
203	2088,24	114	42,94	4200	1,005	4,52	0,4294	0,61	0,4904	0,4294	0,4294	-1,26026	61,759	4,52
204	2106,72	115	43,32	4200	1,005	4,56	0,4332	0,61	0,4912	0,4332	0,4332	-1,24875	62,087	4,56
205	2125,2	116	43,7	4200	1,005	4,6	0,437	0,61	0,492	0,437	0,437	-1,23723	62,415	4,6
206	2143,68	117	44,08	4200	1,005	4,64	0,4408	0,61	0,4928	0,4408	0,4408	-1,22572	62,743	4,64
207	2162,16	118	44,46	4200	1,005	4,68	0,4446	0,61	0,4936	0,4446	0,4446	-1,21421	63,071	4,68
208	2180,64	119	44,84	4200	1,005	4,72	0,4484	0,61	0,4944	0,4484	0,4484	-1,2027	63,399	4,72
209	2199,12	120	45,22	4200	1,005	4,76	0,4522	0,61	0,4952	0,4522	0,4522	-1,19118	63,727	4,76
210	2217,6	121	45,6	4200	1,005	4,8	0,456	0,61	0,496	0,456	0,456	-1,17967	64,055	4,8
211	2236,08	122	45,98	4200	1,005	4,84	0,4598	0,61	0,4968	0,4598	0,4598	-1,16816	64,383	4,84
212	2254,56	123	46,36	4200	1,005	4,88	0,4636	0,61	0,4976	0,4636	0,4636	-1,15664	64,711	4,88
213	2273,04	124	46,74	4200	1,005	4,92	0,4674	0,61	0,4984	0,4674	0,4674	-1,14513	65,039	4,92
214	2291,52	125	47,12	4200	1,005	4,96	0,4712	0,61	0,4992	0,4712	0,4712	-1,13362	65,367	4,96
215	2310	126	47,5	4200	1,005	5	0,475	0,61	0,5	0,475	0,475	-1,1221	65,695	5
216	2328,48	127	47,88	4200	1,005	5,04	0,4788	0,61	0,5008	0,4788	0,4788	-1,11059	66,023	5,04
217	2346,96	128	48,26	4200	1,005	5,08	0,4826	0,61	0,5016	0,4826	0,4826	-1,09908	66,351	5,08
218	2365,44	129	48,64	4200	1,005	5,12	0,4864	0,61	0,5024	0,4864	0,4864	-1,08757	66,679	5,12
219	2383,92	130	49,02	4200	1,005	5,16	0,4902	0,61	0,5032	0,4902	0,4902	-1,07605	67,007	5,16
220	2402,4	131	49,4	4200	1,005	5,2	0,494	0,61	0,504	0,494	0,494	-1,06454	67,335	5,2
221	2420,88	132	49,78	4200	1,005	5,24	0,4978	0,61	0,5048	0,4978	0,4978	-1,05303	67,663	5,24
222	2439,36	133	50,16	4200	1,005	5,28	0,5016	0,61	0,5056	0,5016	0,5016	-1,04151	67,991	5,28
223	2457,84	134	50,54	4200	1,005	5,32	0,5054	0,61	0,5064	0,5054	0,5054	-1,03	68,319	5,32
224	2476,32	135	50,92	4200	1,005	5,36	0,5092	0,61	0,5072	0,5092	0,5092	-1,01849	68,647	5,36
225	2494,8	136	51,3	4200	1,005	5,4	0,513	0,61	0,508	0,513	0,513	-1,00697	68,975	5,4
226	2513,28	137	51,68	4200	1,005	5,44	0,5168	0,61	0,5088	0,5168	0,5168	-0,99546	69,303	5,44
227	2531,76	138	52,06	4200	1,005	5,48	0,5206	0,61	0,5096	0,5206	0,5206	-0,98395	69,631	5,48
228	2550,24	139	52,44	4200	1,005	5,52	0,5244	0,61	0,5104	0,5244	0,5244	-0,97244	69,959	5,52
229	2568,72	140	52,82	4200	1,005	5,56	0,5282	0,61	0,5112	0,5282	0,5282	-0,96092	70,287	5,56
230	2587,2	141	53,2	4200	1,005	5,6	0,532	0,61	0,512	0,532	0,532	-0,94941	70,615	5,6
231	2605,68	142	53,58	4200	1,005	5,64	0,5358	0,61	0,5128	0,5358	0,5358	-0,9379	70,943	5,64
232	2624,16	143	53,96	4200	1,005	5,68	0,5396	0,61	0,5136	0,5396	0,5396	-0,92638	71,271	5,68
233	2642,64	144	54,34	4200	1,005	5,72	0,5434	0,61	0,5144	0,5434	0,5434	-0,91487	71,599	5,72
234	2661,12	145	54,72	4200	1,005	5,76	0,5472	0,61	0,5152	0,5472	0,5472	-0,90336	71,927	5,76
235	2679,6	146	55,1	4200	1,005	5,8	0,551	0,61	0,516	0,551	0,551	-0,89184	72,255	5,8
236	2698,08	147	55,48	4200	1,005	5,84	0,5548	0,61	0,5168	0,5548	0,5548	-0,88033	72,583	5,84
237	2716,56	148	55,86	4200	1,005	5,88	0,5586	0,61	0,5176	0,5586	0,5586	-0,86882	72,911	5,88
238	2735,04	149	56,24	4200	1,005	5,92	0,5624	0,61	0,5184	0,5624	0,5624	-0,85731	73,239	5,92
239	2753,52	150	56,62	4200	1,005	5,96	0,5662	0,61	0,5192	0,5662	0,5662	-0,84579	73,567	5,96
240	2772	151	57	4200	1,005	6	0,57	0,61	0,52	0,57	0,57	-0,83428	73,895	6
241	2790,48	152	57,38	4200	1,005	6,04	0,5738	0,61	0,5208	0,5738	0,5738	-0,82277	74,223	6,04
242	2808,96	153	57,76	4200	1,005	6,08	0,5776	0,61	0,5216	0,5776	0,5776	-0,81125	74,551	6,08
243	2827,44	154	58,14	4200	1,005	6,12	0,5814	0,61	0,5224	0,5814	0,5814	-0,79974	74,879	6,12
244	2845,92	155	58,52	4200	1,005	6,16	0,5852	0,61	0,5232	0,5852	0,5852	-0,78823	75,207	6,16
245	2864,4	156	58,9	4200	1,005	6,2	0,589	0,61	0,524	0,589	0,589	-0,77671	75,535	6,2
246	2882,88	157	59,28	4200	1,005	6,24	0,5928	0,61	0,5248	0,5928	0,5928	-0,7652	75,863	6,24
247	2901,36	158	59,66	4200	1,005	6,28	0,5966	0,61	0,5256	0,5966	0,5966	-0,75369	76,191	6,28
248	2919,84	159	60,04	4200	1,005	6,32	0,6004	0,61	0,5264	0,6004	0,6004	-0,74218	76,519	6,32
249	2938,32	160	60,42	4200	1,005	6,36	0,6042	0,61	0,5272	0,6042	0,6042	-0,73066	76,847	6,36
250	2956,8	161	60,8	4200	1,005	6,4	0,608	0,61	0,528	0,608	0,608	-0,71915	77,175	6,4

251	2975,28	162	61,18	4200	1,005	6,44	0,6118	0,61	0,5288	0,6118	0,6118	-0,70764	77,503	6,44
252	2993,76	163	61,56	4200	1,005	6,48	0,6156	0,61	0,5296	0,6156	0,6156	-0,69612	77,831	6,48
253	3012,24	164	61,94	4200	1,005	6,52	0,6194	0,61	0,5304	0,6194	0,6194	-0,68461	78,159	6,52
254	3030,72	165	62,32	4200	1,005	6,56	0,6232	0,61	0,5312	0,6232	0,6232	-0,6731	78,487	6,56
255	3049,2	166	62,7	4200	1,005	6,6	0,627	0,61	0,532	0,627	0,627	-0,66158	78,815	6,6
256	3067,68	167	63,08	4200	1,005	6,64	0,6308	0,61	0,5328	0,6308	0,6308	-0,65007	79,143	6,64
257	3086,16	168	63,46	4200	1,005	6,68	0,6346	0,61	0,5336	0,6346	0,6346	-0,63856	79,471	6,68
258	3104,64	169	63,84	4200	1,005	6,72	0,6384	0,61	0,5344	0,6384	0,6384	-0,62705	79,799	6,72
259	3123,12	170	64,22	4200	1,005	6,76	0,6422	0,61	0,5352	0,6422	0,6422	-0,61553	80,127	6,76
260	3141,6	171	64,6	4200	1,005	6,8	0,646	0,61	0,536	0,646	0,646	-0,60402	80,455	6,8
261	3160,08	172	64,98	4200	1,005	6,84	0,6498	0,61	0,5368	0,6498	0,6498	-0,59251	80,783	6,84
262	3178,56	173	65,36	4200	1,005	6,88	0,6536	0,61	0,5376	0,6536	0,6536	-0,58099	81,111	6,88
263	3197,04	174	65,74	4200	1,005	6,92	0,6574	0,61	0,5384	0,6574	0,6574	-0,56948	81,439	6,92
264	3215,52	175	66,12	4200	1,005	6,96	0,6612	0,61	0,5392	0,6612	0,6612	-0,55797	81,767	6,96
265	3234	176	66,5	4200	1,005	7	0,665	0,61	0,54	0,665	0,665	-0,54645	82,095	7
266	3252,48	177	66,88	4200	1,005	7,04	0,6688	0,61	0,5408	0,6688	0,6688	-0,53494	82,423	7,04
267	3270,96	178	67,26	4200	1,005	7,08	0,6726	0,61	0,5416	0,6726	0,6726	-0,52343	82,751	7,08
268	3289,44	179	67,64	4200	1,005	7,12	0,6764	0,61	0,5424	0,6764	0,6764	-0,51192	83,079	7,12
269	3307,92	180	68,02	4200	1,005	7,16	0,6802	0,61	0,5432	0,6802	0,6802	-0,5004	83,407	7,16
270	3326,4	181	68,4	4200	1,005	7,2	0,684	0,61	0,544	0,684	0,684	-0,48889	83,735	7,2
271	3344,88	182	68,78	4200	1,005	7,24	0,6878	0,61	0,5448	0,6878	0,6878	-0,47738	84,063	7,24
272	3363,36	183	69,16	4200	1,005	7,28	0,6916	0,61	0,5456	0,6916	0,6916	-0,46586	84,391	7,28
273	3381,84	184	69,54	4200	1,005	7,32	0,6954	0,61	0,5464	0,6954	0,6954	-0,45435	84,719	7,32
274	3400,32	185	69,92	4200	1,005	7,36	0,6992	0,61	0,5472	0,6992	0,6992	-0,44284	85,047	7,36
275	3418,8	186	70,3	4200	1,005	7,4	0,703	0,61	0,548	0,703	0,703	-0,43132	85,375	7,4
276	3437,28	187	70,68	4200	1,005	7,44	0,7068	0,61	0,5488	0,7068	0,7068	-0,41981	85,703	7,44
277	3455,76	188	71,06	4200	1,005	7,48	0,7106	0,61	0,5496	0,7106	0,7106	-0,4083	86,031	7,48
278	3474,24	189	71,44	4200	1,005	7,52	0,7144	0,61	0,5504	0,7144	0,7144	-0,39679	86,359	7,52
279	3492,72	190	71,82	4200	1,005	7,56	0,7182	0,61	0,5512	0,7182	0,7182	-0,38527	86,687	7,56
280	3511,2	191	72,2	4200	1,005	7,6	0,722	0,61	0,552	0,722	0,722	-0,37376	87,015	7,6
281	3529,68	192	72,58	4200	1,005	7,64	0,7258	0,61	0,5528	0,7258	0,7258	-0,36225	87,343	7,64
282	3548,16	193	72,96	4200	1,005	7,68	0,7296	0,61	0,5536	0,7296	0,7296	-0,35073	87,671	7,68
283	3566,64	194	73,34	4200	1,005	7,72	0,7334	0,61	0,5544	0,7334	0,7334	-0,33922	87,999	7,72
284	3585,12	195	73,72	4200	1,005	7,76	0,7372	0,61	0,5552	0,7372	0,7372	-0,32771	88,327	7,76
285	3603,6	196	74,1	4200	1,005	7,8	0,741	0,61	0,556	0,741	0,741	-0,31619	88,655	7,8
286	3622,08	197	74,48	4200	1,005	7,84	0,7448	0,61	0,5568	0,7448	0,7448	-0,30468	88,983	7,84
287	3640,56	198	74,86	4200	1,005	7,88	0,7486	0,61	0,5576	0,7486	0,7486	-0,29317	89,311	7,88
288	3659,04	199	75,24	4200	1,005	7,92	0,7524	0,61	0,5584	0,7524	0,7524	-0,28166	89,639	7,92
289	3677,52	200	75,62	4200	1,005	7,96	0,7562	0,61	0,5592	0,7562	0,7562	-0,27014	89,967	7,96
290	3696	201	76	4200	1,005	8	0,76	0,61	0,56	0,76	0,76	-0,25863	90,295	8
291	3714,48	202	76,38	4200	1,005	8,04	0,7638	0,61	0,5608	0,7638	0,7638	-0,24712	90,623	8,04
292	3732,96	203	76,76	4200	1,005	8,08	0,7676	0,61	0,5616	0,7676	0,7676	-0,2356	90,951	8,08
293	3751,44	204	77,14	4200	1,005	8,12	0,7714	0,61	0,5624	0,7714	0,7714	-0,22409	91,279	8,12
294	3769,92	205	77,52	4200	1,005	8,16	0,7752	0,61	0,5632	0,7752	0,7752	-0,21258	91,607	8,16
295	3788,4	206	77,9	4200	1,005	8,2	0,779	0,61	0,564	0,779	0,779	-0,20106	91,935	8,2
296	3806,88	207	78,28	4200	1,005	8,24	0,7828	0,61	0,5648	0,7828	0,7828	-0,18955	92,263	8,24
297	3825,36	208	78,66	4200	1,005	8,28	0,7866	0,61	0,5656	0,7866	0,7866	-0,17804	92,591	8,28
298	3843,84	209	79,04	4200	1,005	8,32	0,7904	0,61	0,5664	0,7904	0,7904	-0,16653	92,919	8,32
299	3862,32	210	79,42	4200	1,005	8,36	0,7942	0,61	0,5672	0,7942	0,7942	-0,15501	93,247	8,36
300	3880,8	211	79,8	4200	1,005	8,4	0,798	0,61	0,568	0,798	0,798	-0,1435	93,575	8,4
301	3899,28	212	80,18	4200	1,005	8,44	0,8018	0,61	0,5688	0,8018	0,8018	-0,13199	93,903	8,44
302	3917,76	213	80,56	4200	1,005	8,48	0,8056	0,61	0,5696	0,8056	0,8056	-0,12047	94,231	8,48
303	3936,24	214	80,94	4200	1,005	8,52	0,8094	0,61	0,5704	0,8094	0,8094	-0,10896	94,559	8,52
304	3954,72	215	81,32	4200	1,005	8,56	0,8132	0,61	0,5712	0,8132	0,8132	-0,09745	94,887	8,56

305	3973,2	216	81,7	4200	1,005	8,6	0,817	0,61	0,572	0,817	0,817	-0,08593	95,215	8,6
306	3991,68	217	82,08	4200	1,005	8,64	0,8208	0,61	0,5728	0,8208	0,8208	-0,07442	95,543	8,64
307	4010,16	218	82,46	4200	1,005	8,68	0,8246	0,61	0,5736	0,8246	0,8246	-0,06291	95,871	8,68
308	4028,64	219	82,84	4200	1,005	8,72	0,8284	0,61	0,5744	0,8284	0,8284	-0,0514	96,199	8,72
309	4047,12	220	83,22	4200	1,005	8,76	0,8322	0,61	0,5752	0,8322	0,8322	-0,03988	96,527	8,76
310	4065,6	221	83,6	4200	1,005	8,8	0,836	0,61	0,576	0,836	0,836	-0,02837	96,855	8,8
311	4084,08	222	83,98	4200	1,005	8,84	0,8398	0,61	0,5768	0,8398	0,8398	-0,01686	97,183	8,84
312	4102,56	223	84,36	4200	1,005	8,88	0,8436	0,61	0,5776	0,8436	0,8436	-0,00534	97,511	8,88
313	4121,04	224	84,74	4200	1,005	8,92	0,8474	0,61	0,5784	0,8474	0,8474	0,006169	97,839	8,92
314	4139,52	225	85,12	4200	1,005	8,96	0,8512	0,61	0,5792	0,8512	0,8512	0,017682	98,167	8,96
315	4158	226	85,5	4200	1,005	9	0,855	0,61	0,58	0,855	0,855	0,029195	98,495	9
316	4176,48	227	85,88	4200	1,005	9,04	0,8588	0,61	0,5808	0,8588	0,8588	0,040708	98,823	9,04
317	4194,96	228	86,26	4200	1,005	9,08	0,8626	0,61	0,5816	0,8626	0,8626	0,052221	99,151	9,08
318	4213,44	229	86,64	4200	1,005	9,12	0,8664	0,61	0,5824	0,8664	0,8664	0,063734	99,479	9,12
319	4231,92	230	87,02	4200	1,005	9,16	0,8702	0,61	0,5832	0,8702	0,8702	0,075247	99,807	9,16
320	4250,4	231	87,4	4200	1,005	9,2	0,874	0,61	0,584	0,874	0,874	0,08676	100,135	9,2
321	4268,88	232	87,78	4200	1,005	9,24	0,8778	0,61	0,5848	0,8778	0,8778	0,098273	100,463	9,24
322	4287,36	233	88,16	4200	1,005	9,28	0,8816	0,61	0,5856	0,8816	0,8816	0,109786	100,791	9,28
323	4305,84	234	88,54	4200	1,005	9,32	0,8854	0,61	0,5864	0,8854	0,8854	0,121299	101,119	9,32
324	4324,32	235	88,92	4200	1,005	9,36	0,8892	0,61	0,5872	0,8892	0,8892	0,132812	101,447	9,36
325	4342,8	236	89,3	4200	1,005	9,4	0,893	0,61	0,588	0,893	0,893	0,144325	101,775	9,4
326	4361,28	237	89,68	4200	1,005	9,44	0,8968	0,61	0,5888	0,8968	0,8968	0,155838	102,103	9,44
327	4379,76	238	90,06	4200	1,005	9,48	0,9006	0,61	0,5896	0,9006	0,9006	0,167351	102,431	9,48
328	4398,24	239	90,44	4200	1,005	9,52	0,9044	0,61	0,5904	0,9044	0,9044	0,178864	102,759	9,52
329	4416,72	240	90,82	4200	1,005	9,56	0,9082	0,61	0,5912	0,9082	0,9082	0,190377	103,087	9,56
330	4435,2	241	91,2	4200	1,005	9,6	0,912	0,61	0,592	0,912	0,912	0,20189	103,415	9,6
331	4453,68	242	91,58	4200	1,005	9,64	0,9158	0,61	0,5928	0,9158	0,9158	0,213403	103,743	9,64
332	4472,16	243	91,96	4200	1,005	9,68	0,9196	0,61	0,5936	0,9196	0,9196	0,224916	104,071	9,68
333	4490,64	244	92,34	4200	1,005	9,72	0,9234	0,61	0,5944	0,9234	0,9234	0,236429	104,399	9,72
334	4509,12	245	92,72	4200	1,005	9,76	0,9272	0,61	0,5952	0,9272	0,9272	0,247942	104,727	9,76
335	4527,6	246	93,1	4200	1,005	9,8	0,931	0,61	0,596	0,931	0,931	0,259455	105,055	9,8
336	4546,08	247	93,48	4200	1,005	9,84	0,9348	0,61	0,5968	0,9348	0,9348	0,270968	105,383	9,84
337	4564,56	248	93,86	4200	1,005	9,88	0,9386	0,61	0,5976	0,9386	0,9386	0,282481	105,711	9,88
338	4583,04	249	94,24	4200	1,005	9,92	0,9424	0,61	0,5984	0,9424	0,9424	0,293994	106,039	9,92
339	4601,52	250	94,62	4200	1,005	9,96	0,9462	0,61	0,5992	0,9462	0,9462	0,305507	106,367	9,96
340	4620	251	95	4200	1,005	10	0,95	0,61	0,6	0,95	0,95	0,31702	106,695	10
341	4638,48	252	95,38	4200	1,005	10,04	0,9538	0,61	0,6008	0,9538	0,9538	0,328533	107,023	10,04
342	4656,96	253	95,76	4200	1,005	10,08	0,9576	0,61	0,6016	0,9576	0,9576	0,340046	107,351	10,08
343	4675,44	254	96,14	4200	1,005	10,12	0,9614	0,61	0,6024	0,9614	0,9614	0,351559	107,679	10,12
344	4693,92	255	96,52	4200	1,005	10,16	0,9652	0,61	0,6032	0,9652	0,9652	0,363072	108,007	10,16
345	4712,4	256	96,9	4200	1,005	10,2	0,969	0,61	0,604	0,969	0,969	0,374585	108,335	10,2
346	4730,88	257	97,28	4200	1,005	10,24	0,9728	0,61	0,6048	0,9728	0,9728	0,386098	108,663	10,24
347	4749,36	258	97,66	4200	1,005	10,28	0,9766	0,61	0,6056	0,9766	0,9766	0,397611	108,991	10,28
348	4767,84	259	98,04	4200	1,005	10,32	0,9804	0,61	0,6064	0,9804	0,9804	0,409124	109,319	10,32
349	4786,32	260	98,42	4200	1,005	10,36	0,9842	0,61	0,6072	0,9842	0,9842	0,420637	109,647	10,36